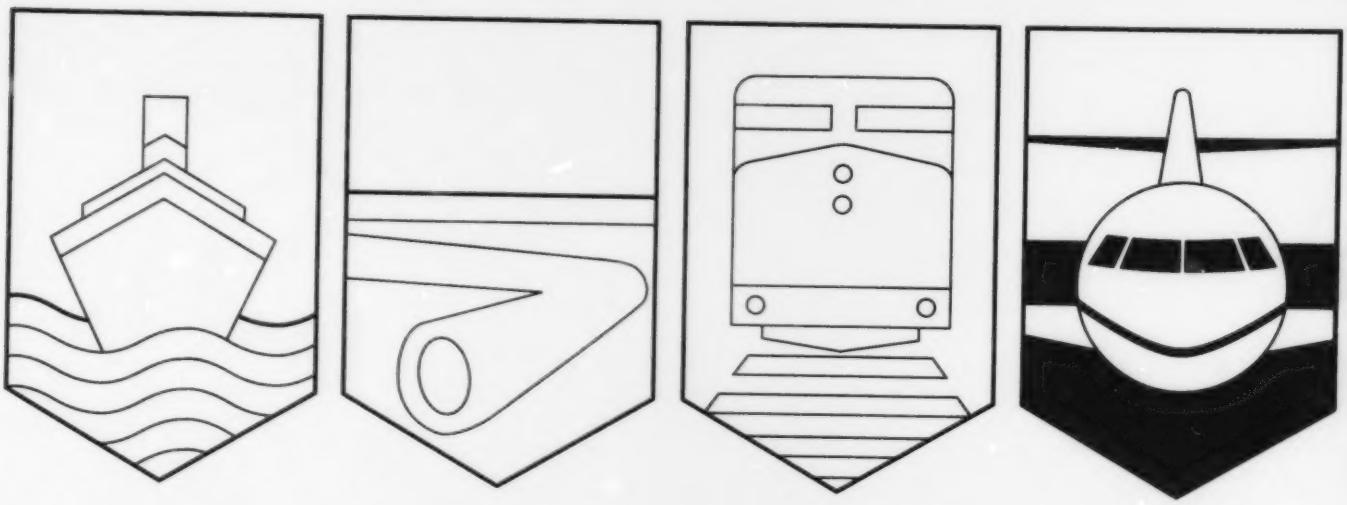
Transportation Safety Board of Canada

Bureau de la sécurité des transports du Canada



AVIATION OCCURRENCE REPORT

SIOUX NARROWS AIRWAYS LTD.
DE HAVILLAND DHC-2 MK. I BEAVER C-GUJY
TALTHEILEI NARROWS, NORTHWEST TERRITORIES
21 AUGUST 1989

REPORT NUMBER A89W0205

Canada

Transportation Safety Board of Canada

Bureau de la sécurité des transports du Canada

The Transportation Safety Board of Canada (TSB) investigated this occurrence for the purpose of advancing transportation safety. It is not the function of the Board to assign fault or determine civil or criminal liability.

Aviation Occurrence Report

Sioux Narrows Airways Ltd.
de Havilland DHC-2 MK. I Beaver C-GUJY
Taltheilei Narrows, Northwest Territories
21 August 1989

Report Number A89W0205

Synopsis

After taking off from a sheltered bay, the float-equipped aircraft entered a left turn, pitched nose-down, struck the water, and burned. The pilot and five passengers died.

The Transportation Safety Board of Canada determined that the pilot stalled the aircraft while attempting a downwind turn in conditions of severe wind shear, and he was unable to regain control of the aircraft before it struck the water.

14 May 1992

Ce rapport est également disponible en français.

Table of Contents

Page

1.0 Factual Information 1
1.1 History of the Flight 1
1.2 Injuries to Persons 1
1.3 Damage to Aircraft 1
1.4 Other Damage 1
1.5 Personnel Information 1
1.6 Aircraft Information 3
1.6.1 Weight and Balance 3
1.6.2 Aircraft Handling Characteristics 3
1.6.3 Auxiliary Vertical Stabilizer 4
1.6.4 Airworthiness Directives 4
1.6.5 Aircraft Modifications 4
1.6.6 Aircraft Fuel Quantity 4
1.6.7 Aircraft Stall Speeds 5
1.7 Meteorological Information 5
1.8 Aids to Navigation 5
1.9 Communications 5
1.10 Aerodrome Information 5
1.11 Flight Recorders 6
1.12 Wreckage and Impact Information 6
1.12.1 Accident Site 6
1.12.2 Aircraft Wreckage 6
1.12.3 Engine Examination 6
1.12.4 Propeller Examination 7
1.12.5 Instrument Examination 7
1.12.6 Fuel Selector 7
1.12.7 Exhaust Stack 7
1.13 Medical Information 7
1.14 Fire 8
1.15 Survival Aspects 8
1.16 Tests and Research 8
1.16.1 Fuel and Oil Samples 8
1.16.2 Centre Row Passenger Seat 9
1.16.3 Observation Flight 9
1.16.4 Test Flight 9

1.17 Additional Information 9
1.17.1 Transport Canada Airworthiness Inspection 9
1.17.2 Reported Fuel Leak 10
1.17.3 Operations Manual 10

2.0 Analysis 11
2.1 Introduction 11
2.2 Aircraft Malfunctions 11
2.3 The Weather 11
2.4 Aircraft Directional Stability 12
2.5 Airworthiness Inspection 12
2.6 Fire 12
2.7 Survival Aspects 12

3.0 Conclusions 13
3.1 Findings 13
3.2 Causes 13

4.0 Safety Action 15
4.1 Action Taken 15
4.1.1 Weight and Balance Sheet 15
4.1.2 Audit Inspection and Surveillance 15
4.1.3 Directional Stability 16
4.2 Action Required 16
4.2.1 Shoulder Harness 16
4.2.2 Marking of Aircraft Exits 17

5.0 Appendices
Appendix A – List of Laboratory Reports 19
Appendix B – Glossary 21

1.0 Factual Information

1.1 History of the Flight

The float-equipped Beaver aircraft, with only the pilot on board, departed a fishing lodge located at Taltheilei Narrows, Northwest Territories on the north shore of Great Slave Lake, and flew to a sheltered bay 10 nautical miles (nm)[1] southwest of the lodge. The pilot landed, and five sports-fishermen boarded the aircraft from a group of small fishing boats. The passengers were to be flown to Yellowknife, Northwest Territories, a distance of 80 nm. A second float-equipped aircraft, loaded with the fishermen's baggage, circled overhead. The Beaver was observed to back-track toward the entrance to the bay, then turn and take off in a northeasterly direction.

After lift-off, the Beaver was seen to climb to an estimated height of 100 to 200 feet above the water surface, then enter a left turn, descend, and strike shallow water near the shore in a steep, nose-down, left-wing-low attitude. On impact with the water, both wings separated from the fuselage. Black smoke and fire were observed coming from the fuselage area. The pilot of the second aircraft attracted the attention of the fishing guides in the boats, who rushed to the accident scene. When the second aircraft landed in the bay, the fire was well developed and had enveloped the right side of the fuselage, which was above the water level. The pilot and five passengers died.

The accident occurred at 1105 mountain daylight time (MDT)[2] at latitude 62° 26'N, longitude 111° 38'W[3], during the hours of daylight, at an elevation of approximately 514 feet above sea level (asl).

[1]See glossary for all abbreviations and acronyms.
[2]All times are MDT (Coordinated Universal Time (UTC) minus six hours) unless otherwise stated.
[3]Units are consistent with official manuals, documents, reports and instructions used by or issued to the crew.

1.2 Injuries to Persons

	Crew	Passengers	Others	Total
Fatal	1	5	—	6
Serious	—	—	—	—
Minor/None	—	—	—	—
Total	1	5	—	6

1.3 Damage to Aircraft

The aircraft was substantially damaged by impact and fire.

1.4 Other Damage

There was no other damage.

1.5 Personnel Information

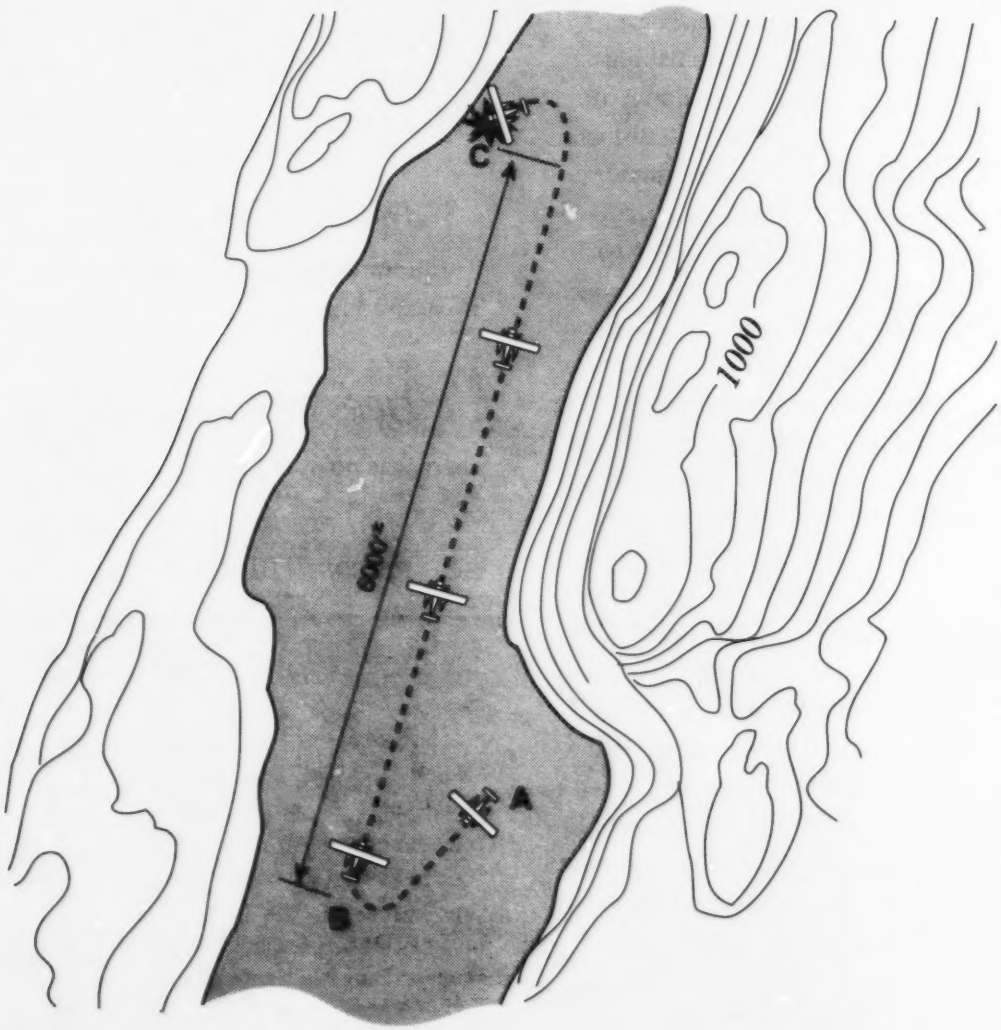
	Pilot-In-Command
Age	27
Pilot Licence	Senior Commercial
Medical Expiry Date	Valid
Total Flying Time	2,026 hr
Total on Type	789 hr
Total Last 90 Days	186 hr
Total on Type Last 90 Days	159 hr
Hours on Duty Prior to Occurrence	1 hr
Hours off Duty Prior to Work Period	70 hr

PLAN VIEW OF ACCIDENT FLIGHT

A Passengers boarded the aircraft from fishing boats.

B Approximate start of take-off run.

C Crash site 60 feet from shore line.



The pilot held a Class I, Group I multi-engine instrument rating and was endorsed for single- and multi-engine land and sea planes. He was issued a Category I medical with no waivers or limitations.

The pilot had been employed by commercial operators in Manitoba and the west coast of British Columbia flying float-equipped Beaver aircraft. The pilot's training records and files did not reveal any deficiencies pertinent to this occurrence. It was reported that this was the first time the pilot had flown into the bay where the accident occurred.

1.6 *Aircraft Information*

Manufacturer	de Havilland of Canada
Type	DHC-2 MK. I Beaver
Year of Manufacture	1952
Serial Number	393
Certificate of Airworthiness	Issued 10 June 1983
Total Airframe Time	6,488 hr
Engine Type (1)	Pratt & Whitney R-985
Propeller Type (1)	Hamilton Standard
Maximum Allowable Take-off Weight	5,090 lb (on floats)
Recommended Fuel Type	80/87 Avgas
Fuel Type Used	100/130 Avgas

The company seasonally employed a qualified aircraft maintenance engineer (AME) to service and maintain aircraft at the fishing lodges. A 600-hour inspection had been certified in the aircraft logs on 19 August 1989. The flight from the lodge was the first trip after completion of the inspection. The 600-hour inspection is the equivalent of a 100-hour inspection with the addition of extra items.

1.6.1 *Weight and Balance*

The current weight and balance report prepared for this aircraft and filed with Transport Canada (TC) contained a number of errors which rendered the document unusable. The distances used to establish the scale locations during the weighing process on floats were measured from a non-standard reference datum. The front of the propeller hub was used as a datum, rather than the approved method of 100.0 inches in front of the original datum (17.5 inches aft of the wing leading edge).

An examination of the weighing process and the records determined the cause of the errors. A recalculation using correct arms resulted in usable data.

Based on the information available, it was estimated that the aircraft was at or under maximum gross weight at the time of the occurrence, and that the centre of gravity (C of G) was at or near the aft limit.

1.6.2 *Aircraft Handling Characteristics*

The manufacturer's Flight Manual states that the best rate-of-climb speed is 80 mph indicated airspeed (IAS). During the course of the investigation, several experienced DHC-2 pilots commented on the handling characteristics of the seaplane during left turns at speeds below 80 mph. They indicated that, once established in the left turn, it can be difficult to level the wings because of what they believe to be engine torque effects.

It could not be determined how the pilot planned to fly out of the bay after take-off. The choices included a 90-degree left turn over the rocky point on the west side of the bay, a 180-degree left turn back

toward the entrance to the bay, or a climb-out straight ahead. It was determined that the turning radius of the seaplane at 80 mph, while in a coordinated 30-degree angle of bank turn, is 800 feet (a 1,600-foot diameter).

1.6.3 Auxiliary Vertical Stabilizer

The aircraft was equipped with Edo 679-4930 floats approved under Supplemental Type Certificate (STC) 1913WE, and auxiliary vertical seaplane fins were installed on the tips of the horizontal stabilizer.

The installation of larger floats places additional keel area ahead of the C of G, thereby reducing aircraft directional stability. The purpose of auxiliary vertical stabilizers is to improve the aircraft's directional stability characteristics.

It was determined that the auxiliary vertical seaplane fins were installed on the aircraft in 1988. However, no log entries referring to this installation were found. No evidence was found to indicate the manufacturer of the fins. Although the fins were similar in appearance to the type manufactured under STC SA456NW, examination by the TSB Engineering Laboratory determined that the material composition and thickness were not in accordance with the STC specifications.

Flight testing conducted by the Federal Aviation Administration (FAA) and TC determined that the directional stability of the aircraft with Edo 679-4930 floats and the STC approved auxiliary vertical seaplane fins met regulatory requirements. However, it could not be determined if the fins found on the aircraft would meet the directional stability requirements. Because the fins found on the aircraft were not an approved installation, the aircraft would not comply with TC Airworthiness Directives (ADs) CF-76-15 and CF-83-09R1.

1.6.4 Airworthiness Directives

Although not considered to be a factor in this occurrence, it was determined that several ADs had not been entered in the aircraft logs within the mandatory compliance times, as required by regulation. It could not be determined if the ADs had been complied with.

1.6.5 Aircraft Modifications

The aircraft had been fitted with large cabin side-windows, bubble-type cabin door windows, a fishing rod storage compartment, and a metal flush-mounted under-floor survival box. Details concerning these modifications were not recorded in the aircraft logs, and the weight and balance equipment list had not been amended to include these items, as required by regulation.

1.6.6 Aircraft Fuel Quantity

No evidence was found to determine the amount of fuel contained in the aircraft prior to departure from the fishing lodge. The fuel dispensing equipment at the lodge was not fitted with a recording meter, and a fuel log was not maintained. No entries were found in the aircraft logs to indicate the total amount of fuel on board for this trip.

No witnesses to the refuelling of the aircraft on the day of the accident were located. It was common practice at the lodge to carry only the amount of fuel (plus suitable reserves) required for the flight to Yellowknife, where the aircraft would be refuelled for the return trip. The reason for

this practice was to conserve the fuel supplies at the remote lodge location. The minimum fuel required for the trip to Yellowknife was estimated at 40 imperial gallons. The typical loading of this amount of fuel, according to other Beaver pilots, would have been front tank full and centre tank approximately half full.

1.6.7 Aircraft Stall Speeds

The aircraft Flight Manual states that the seaplane wings-level stall speed is 60 mph at maximum gross weight (5,090 pounds). Data obtained from the manufacturer indicate a stall speed of 61 mph at maximum gross weight, while in a 30-degree bank with climb flap. All stall speeds given are for the power-off condition.

1.7 Meteorological Information

A witness at the accident site reported that the skies were clear with gusty winds from the east. Weather observation facilities are located at Fort Reliance, approximately 60 miles east, and at Yellowknife, 80 miles west of the accident site.

An analysis of the weather conditions conducted on behalf of the TSB by the Atmospheric Environment Service (AES) of Environment Canada concluded the following:

> For the period in question, a high pressure area was centered about 60 miles east of Bathurst Inlet with ridges extending northward to Victoria Island and southward to northwestern Saskatchewan. The high cell was building very slowly to the southeast. At the same time a trough of low pressure was observed from western Alberta to Great Slave Lake.
>
> The 211200Z (Zulu time) and 211800Z surface analyses indicated a southeast gradient of 20 to 25 knots. The surface observation from Yellowknife indicated an east wind of 15 knots. A gust to 21 knots was reported at 1600Z. The few reports from Fort Reliance indicated winds were likely easterly at about 15 knots. Although the observed winds were light to moderate easterly in the surrounding area, it is likely that stronger terrain-induced winds occurred at various locations over the east arm. A moderate to strong easterly flow over the Pethei Peninsula could very well produce some strong down drafts to the west of it.

Terrain-induced winds result when the air flow increases in speed over a topographical feature such as a cliff.

During the investigation, similar winds were observed at the site, resulting in turbulence and horizontal wind shear on the lee side of the 500-foot cliffs bordering the bay.

1.8 Aids to Navigation

Not pertinent.

1.9 Communications

The pilot was in radio communication with the second aircraft circling over the site. The pilot did not advise of any problem prior to impact with the water.

1.10 Aerodrome Information

Not pertinent.

1.11 *Flight Recorders*

The aircraft was not equipped with a flight data recorder (FDR) or a cockpit voice recorder (CVR), nor was either required by regulation.

1.12 *Wreckage and Impact Information*

1.12.1 *Accident Site*

The accident site was located in a sheltered bay near the northeast shore of Great Slave Lake, 10 nm southwest of the fishing lodge at Taltheilei Narrows. The 3.5-mile long bay is oriented in a northeast/southwest direction with the southwest end open to Great Slave Lake. A steep cliff, rising to approximately 500 feet above the water, faces the east side of the bay. A tree-covered rocky point, about 200-feet high, faces the west side of the bay. The width of the bay at the accident site was approximately 1,670 feet; at 100 and 150 feet above the water surface the width is approximately 2,110 and 2,310 feet respectively. The landing and subsequent take-off were toward the closed end of the bay, into wind. The aircraft came to rest on a heading of 275 degrees magnetic, 60 feet from the west shore in four to six feet of water.

1.12.2 *Aircraft Wreckage*

The fuselage was lying on its left side with the entire right side burned away back to the baggage compartment. The left-hand float was torn in half, and the sections had sunk beside the fuselage. The right-hand float was bent upwards and remained floating beside the fuselage, attached by damaged fittings. The wings, complete with lift struts, had separated on impact and were lying on the bottom. Numerous smaller parts of the aircraft, which had torn off during impact, had sunk to the bottom of the bay. Measurements indicate that the aircraft struck the water in a 60-degree nose-down, 22-degree left-wing-low attitude.

When the wreckage was raised, the engine appeared to be relatively undamaged. The wreckage was brought up on the shore for detailed examination and later transported to the lodge where it was to be held in quarantine.

All major components were located and recovered. Examination established continuity of all flight controls; there was no evidence of mechanical discrepancies prior to impact.

The wing flaps were determined to be in the climb position at impact.

Discoloration was evident on the left landing gear and wing strut fitting assembly fracture surfaces when the aircraft was recovered. The TSB Engineering Laboratory examination determined that both the left and right landing gear and wing strut fittings failed as a result of severe overload, with no pre-cracking evident. The darker coloration on the left fitting fracture surface was attributed to environmental exposure.

1.12.3 *Engine Examination*

The engine was taken to a test facility. Water was removed from the magnetos and ignition wiring, and the engine was successfully test run. The engine was capable of normal power output. The carburettor throttle butterfly was trapped in the idle position;

the body of the carburettor had been distorted at impact.

1.12.4 Propeller Examination

The propeller blades were bent rearwards, with one blade having a more pronounced bend than the other. The propeller blades had contacted the shallow mud bottom of the bay during the impact sequence. The leading edges of the blades were only lightly nicked, and there was little evidence of rotational scoring on the faces of the blades. There was no evidence of the torsional distress in the blades, which is commonly seen when the engine is at a high power setting at impact.

A teardown examination was conducted, and it was determined that the propeller blades were in full-fine pitch at impact.

1.12.5 Instrument Examination

Examination of the flight and engine instrument panels by the TSB Engineering Laboratory determined the following impact indications/settings/selections:

a) fuel pressure – 5 pounds per square inch (psi) (normal range: 3 to 5 psi)
b) oil temperature – 60 degrees Celsius (normal range: 40 to 85 degrees Celsius)
c) cylinder head temperature – 85 degrees Celsius (normal range: 100 to 250 degrees Celsius)
d) fuel pressure warning light – on, but considered to have most likely illuminated at impact. This light normally illuminates when the fuel pressure drops below 3 psi. Laboratory analysis concluded that this light probably illuminated during the impact sequence and was not indicative of a fuel pressure problem prior to impact.
e) fuel selector handle – on front tank
f) magneto switch – on both

The tachometer, fuel quantity gauge, manifold pressure, oil pressure, exhaust gas temperature, and airspeed indicator did not provide any reliable information as to their indication at impact.

1.12.6 Fuel Selector

The fuel selector handle, located on the lower left side of the pilot's instrument panel, was found in the front tank position. The cable-operated fuel selector valve, located at the rear of the fuel tanks, had been subjected to fire damage and was torn from its mounting bracket during the impact sequence. Examination indicated that the valve had rotated to a position between two tank selections, possibly as a result of cable movement from airframe distortion at impact.

1.12.7 Exhaust Stack

A comparative metallurgical examination of crushed sections of the exhaust stack suggests that the material was at lower-than-normal operating temperatures at impact. Although this evidence is considered to be a good indicator of engine condition at impact, it is not considered definitive or a matter of absolute fact, since it is based on an as yet unproven experimental investigative technique.

1.13 Medical Information

The occupants remained in the cabin and were removed by the coroner. Autopsy information indicates that pilot incapaci-

tation was not a factor in the occurrence. Toxicological tests on the pilot indicate the presence of therapeutic levels of non-prescription antihistamine and a trace of an oral decongestant. Although drowsiness is a known side effect of such medications in some individuals, the effect on the pilot could not be determined.

All of the occupants received head injuries. Autopsy reports indicate that the passenger seated in the front right (co-pilot's) seat died as a result of multiple injuries. The other two passengers seated on the right side died of anoxia and inhalation of superheated gas. All of the occupants seated on the left side of the aircraft, including the pilot, died of drowning. With the exception of the passenger in the front right seat, the injuries received by the occupants would have been considered survivable.

1.14 *Fire*

Observers indicated that the right-hand cabin section of the fuselage was engulfed in flames after impact. The fuselage was lying on its left side in four feet of water and was burned from the firewall to the aft cabin bulkhead, including the right cockpit door, the right cabin door, and a section of the cabin floor. The right sides of all three metal fuselage fuel tanks were melted and the interior was exposed. There was no evidence of a pre-impact fire. The engine fire bottle had not been discharged. The main electrical cable from the battery, which is routed down the lower right side of the fuselage, displayed a prominent kink adjacent to the upper middle float strut fitting. This float fitting was torn out during the impact and was located between the fuel tanks.

1.15 *Survival Aspects*

The aircraft was not fitted with shoulder harnesses. All of the seat-belt buckles were found latched. One seat-belt fitting in the centre row of seats had failed in overload. A number of unopened life preservers were located in the cabin.

Although not required by regulation, exit signs and placards describing the method of opening the doors, as described in de Havilland Service Bulletin 2/45, were not found on the interior of the pilot's or the main cabin doors. The placard kit had been ordered by the operator, but had not been received at the time of the occurrence.

The emergency locator transmitter (ELT), located behind the passenger cabin, was examined by the TSB Engineering Laboratory. It was determined that the ELT was in the armed position, but severe fire damage rendered it inoperable.

1.16 *Tests and Research*

1.16.1 *Fuel and Oil Samples*

Fuel samples taken from the aircraft and from the fuelling facility were submitted to the Alberta Research Council Laboratory for a gas chromatography analysis. The chromatographic profile obtained from both samples was typical of a grade 100 aviation gasoline.

An oil sample obtained from the engine oil sump was submitted to the same facility for spectrographic analysis and comparison

with a new sample of the type of oil used by the operator. The sample was found to be typical of an aviation oil. The results of the spectrograph were recorded for future reference.

1.16.2 Centre Row Passenger Seat

An additional seat-belt was found attached to the inboard seat-belt fittings used on the original military seats. The seat-belt fitting located on the inboard side of the right seat had failed during the accident sequence.

The TSB Engineering Laboratory examination determined that, although the additional seat-belt was not an approved installation, it was not in use at the time of the accident and would not have any bearing on the fitting failure. The design strength of the fitting lug exceeded the requirements for a one-occupant restraint, and calculations indicate that the load factor applied during impact exceeded that necessary to fail the fitting.

1.16.3 Observation Flight

An observation flight with a similarly equipped Beaver aircraft on floats was conducted when the wind conditions (east at an estimated 15 knots with gusts to 20) were similar to the reported winds on the day of the accident. The flight was conducted with two occupants in the aircraft. A climb was initiated commencing at an approximate point where the accident flight would have lifted off the water. Because of the gusty wind conditions, a climb speed of 100 mph was used rather than the recommended 80 mph to provide a safety margin. The objective was to climb until abeam the accident site and then turn 90 degrees to the left, downwind, at 30 degrees of bank and monitor the airspeed and the altitude change. A turn was initiated abeam the accident site at a height of 200 feet, and, as the turn progressed through 60 degrees, the airspeed decreased, and the aircraft started to settle. The nose was lowered slightly, and engine power increased to stabilize the airspeed at 75 mph and minimize the altitude loss to 100 feet while returning to level flight. The aircraft was slow to roll out of the turn and nearly full deflection of both rudder and aileron was required to return the aircraft to level flight. Light to moderate turbulence was encountered during the flight.

1.16.4 Test Flight

A TC flight test in August 1990 confirmed that the directional stability of the aircraft with Edo 4930 floats and tip fins satisfied the requirements of British Civil Aviation Regulations (BCAR) Section D and Civil Aviation Regulations (CAR) 03 dated 1949.

1.17 Additional Information

1.17.1 Transport Canada Airworthiness Inspection

In August 1988, the aircraft and log-books were inspected by a TC Airworthiness Inspector. No defects were recorded with either the aircraft or log-books. Examination of the aircraft and log-books by TSB investigators determined that, at the time of this inspection, the following conditions existed:

a) Several modifications to the aircraft had been accomplished without the required entries having been made to the appropriate log-books;

b) Applicable ADs had not been entered in the Journey Log as required by regulation;
c) Major errors existed in the aircraft weight and balance report, and;
d) Exit signs were missing from the aircraft.

1.17.2 Reported Fuel Leak

It was reported that, on a previous flight, a fuel leak was observed in the area of the fuselage fuel tank fillers. It was believed that this leak would occur after the tanks were refuelled to maximum capacity, as a result of seepage at the rubber connecter between the filler neck and the tank.

1.17.3 Operations Manual

The current Operations Manual, as issued by the operator and accepted by TC, indicates, under "Form Preparation" (5.1.4), that the following forms are to be prepared and carried on all company flights:

— Operational Flight Plan
— Maintenance Release
— Load Control Sheet (weight and balance)
— Fuel Release Slip (or method of certifying amount of fuel on aircraft)

No evidence was found to indicate compliance with the load control sheet or fuel release slip requirements of the Operations Manual.

2.0 *Analysis*

2.1 *Introduction*

The evidence indicates that the pilot lost control of the aircraft while in the left turn initiated shortly after lift-off. The steep, nose-down attitude at impact suggests that the aircraft stalled during the turn. The analysis will focus on possible aircraft malfunctions, weather conditions, and aircraft directional stability. Survival aspects, the source of the fire, and the adequacy of the TC Airworthiness Inspection conducted in August 1988 will also be discussed.

2.2 *Aircraft Malfunctions*

No pre-impact failures or malfunctions of the aircraft which could explain the apparent stall were identified. However, the minimal damage incurred by the propeller, the laboratory analysis of the crushed exhaust stack, and the impact reading of the cylinder head temperature gauge indicate that the engine was at low power when the aircraft struck the water. Thus, it is possible that a stall was precipitated by a loss in engine power during the turn and a rapid decrease in airspeed. However, no reason which could explain such a power loss could be found. The engine was successfully test run after the accident and found to be capable of producing normal power.

The throttle butterfly valve was found trapped in the idle position; thus, it is likely that the low power setting at impact was the result of the pilot closing the throttle prior to water impact.

2.3 *The Weather*

An analysis of weather conditions by AES specialists determined that, although observations at Yellowknife and Fort Reliance indicated that surface winds were easterly at 15 gusting to 21 knots, it was likely that stronger terrain-induced winds occurred at locations over the east arm of Great Slave Lake. This strong easterly wind, blowing over the steep cliffs facing the east side of the bay, would flow downwards with considerable force, creating eddies and turbulence in the flight path of the climbing aircraft. The effect of this subsiding air has been reported to result in downdrafts greater than 2,000 feet per minute, which have been known to exceed the climb performance of most general aviation aircraft. An upward vertical gust, caused by mechanical turbulence or eddies, causes an abrupt increase in angle of attack because of the change in direction of the air relative to the wing, and could result in a stall if the airspeed of the aircraft is relatively low.

The observation flight confirmed the adverse effect of this wind shear condition on the controllability of the aircraft. During the flight, a loss of 100 feet of altitude and 25 mph of airspeed occurred as the climbing aircraft turned downwind. The observation aircraft was operating at minimum weight and was climbing at 100 mph to provide a safety margin. If the pilot of the accident aircraft had been climbing at the recommended climb speed of 80 mph, in similar weather conditions when he turned downwind, the loss of airspeed and altitude

would likely have resulted in a stall. The stall speed at maximum gross weight with the flaps in the climb position and 30 degrees of bank is 61 mph, 19 mph below the recommended climb speed. The altitude at which the stall occurred would have made recovery before water impact unlikely.

The likelihood of a stall would have been increased because of the terrain-induced turbulence and the possible use of bank angle greater than 30 degrees. It could not be determined by what route the pilot had planned to fly out of the bay after take-off. Depending on the altitude above the water surface when he commenced the turn, he would have had 1,500 to 1,600 feet in which to complete a 180-degree turn if he had intended to exit the bay at its mouth. The strong tail wind encountered during the turn would have significantly increased the turn radius beyond the still wind radius of 800 feet. Thus, the pilot may have increased the bank angle to complete the turn in the space available.

2.4 *Aircraft Directional Stability*

There was no direct evidence to indicate that degraded directional stability contributed to the accident. However, the auxiliary vertical seaplane fins found on the aircraft were not approved installations, and it could not be determined if they would meet the directional control requirements.

2.5 *Airworthiness Inspection*

The airworthiness inspection conducted by TC in 1988 did not identify discrepancies in the aircraft log-books and aircraft modifications, errors in the aircraft weight and balance report, and non-compliance with the AD requiring installation of an auxiliary ventral fin.

2.6 *Fire*

The short circuit that resulted from contact between the electrical battery cable and the float strut fitting was the likely ignition source of the post-impact fire.

2.7 *Survival Aspects*

There was no evidence that any of the occupants attempted to escape the aircraft. The head injuries described in the autopsy examination of the occupants would have resulted in temporary incapacitation. These head injuries may be related to the lack of shoulder harnesses in the aircraft, and may also explain why none of the seat-belt buckles had been unfastened.

3.0 Conclusions

3.1 Findings

1. The pilot was certified and qualified for the flight in accordance with existing regulations.
2. There was no evidence of any airframe failure or system malfunction prior to or during the flight found.
3. Based on the available information, it was determined that the weight and C of G were within limits.
4. The current weight and balance report prepared for this aircraft and filed with TC contained a number of errors which rendered the document unusable.
5. Terrain-induced winds at the time of the accident likely created significant wind-shear conditions, downdrafts, and turbulence.
6. The pilot stalled the aircraft while turning downwind after encountering the terrain-induced wind conditions.
7. The pilot was unable to regain control of the aircraft before it struck the water.
8. The occupants were unable to escape because of incapacitating head injuries during the impact.
9. The aircraft was not fitted with shoulder harnesses, nor were they required by regulation.
10. The exits were not marked.
11. The engine was at low power at impact for undetermined reasons.
12. Unapproved modifications had been incorporated on the aircraft.
13. Discrepancies in the aircraft log-books and aircraft modifications, and errors in the weight and balance report were not identified in TC's Airworthiness Inspection report.
14. No evidence was found to indicate compliance with the load control sheet or fuel release slip requirements of the Operations Manual.
15. The aircraft was not in compliance with AD CF-76-15 or CF-83-09R1, which required installation of an auxiliary ventral fin.

3.2 Causes

The pilot stalled the aircraft while attempting a downwind turn in conditions of severe wind shear, and he was unable to regain control of the aircraft before it struck the water.

4.0 *Safety Action*

4.1 *Action Taken*

4.1.1 *Weight and Balance Data*

During the investigation, it was noticed that the seat locations depicted in the Flight Manual were different from those in the Aircraft Type Approval (ATA) and Federal Aviation Administration (FAA) Aircraft Specification. The difference would not have altered the performance of the aircraft; however, to prevent any discrepancy in aircraft documentation which could lead to incorrect weight and balance computations, an Aviation Safety Advisory was sent to Transport Canada (TC). Apparently, the location depicted in the ATA is that of the centre of gravity (C of G) of the seat alone; whereas, the Flight Manual indicates the C of G of the occupant of the seat. Subsequently, to make the ATA consistent with the Flight Manual, the ATA was amended so that it, too, depicts the location of the C of G of the occupant.

4.1.2 *Audit Inspection and Surveillance*

A TC inspection of the aircraft about a year before the accident found no discrepancies with the aircraft or the log-books; however, several existed. Modifications had been accomplished without entries in the log-books, Airworthiness Directives (ADs) had not been entered in the Journey log, and major errors existed in the weight and balance report. Subsequent to an accident at Ross River, Northwest Territories in 1987 which showed similar oversights, the Canadian Aviation Safety Board (CASB) recommended that:

> The Department of Transport cause an independent study to be made of Transport Canada's policies and procedures for the audit, inspection and surveillance of the operations and maintenance functions of air carriers engaged in remote operations.
>
> CASB 89-05

The effectiveness of regulatory audit and surveillance by TC was also addressed by recommendations* which dealt with the follow-up of deficiencies discovered during previous audits and with the frequency of audits of operators with restricted Aircraft Type Approvals (ATAs).

Subsequent to these recommendations, TC indicated that recent changes in policy, as outlined in the new Manual of Regulatory Audits, scheduled for issue in 1991, would address the Board's concerns regarding the Department's conduct of surveillance, audit, and inspection of air carrier operations. TC indicated that its audit and inspection program would allow managers to direct audits to the areas of greatest need, in accordance with the principles of risk management. Under the new policy, no aviation company would operate without an inspection for a

---

* The Department of Transport improve procedures for the follow-up of any outstanding items from the audit of a company's operations.

CASB 88-31

The Department of Transport meet the frequency requirements of TP3783E for audits of operators of aircraft with restricted Aircraft Type Approvals.

CASB 90-49

period greater than 12 months, nor without an audit for a period longer than 36 months. Depending on the results of inspections and other indicators, managers would schedule audits to the frequency, depth, and scope required to ensure compliance with safety regulations. In addition, TC is developing a National Aviation Company Information System (NACIS), which TC believes will effectively increase audit resources by relieving inspectors of routine audit administrative tasks.

The TSB will continue to follow TC's system of audit, inspection and surveillance with interest.

4.1.3 *Directional Stability*

During the investigation, comments from some experienced DHC-2 pilots regarding the handling characteristics of the aircraft with certain float/fin combinations left some doubt as to its stability.

However, a TC flight test in August 1990 confirmed that the directional stability of the aircraft with Edo 4930 floats and Supplemental Type Certificate (STC) approved tip fins satisfied the requirements of BCAR Section D and CAR 03 dated 1949.

Subsequent to an accident in May 1989 on Meziadin Lake, British Columbia, it was discovered that a DHC-2 with a non-approved float/fin combination (Edo Wb-5030 floats and Kenmore Air Harbor finlets) may have encountered control difficulties.

Both of these accidents indicate that owners and operators may be unaware of the possible decrease in directional stability that may accompany non-approved combinations of floats/fins. Therefore, an Aviation Safety Advisory was sent to TC suggesting that the DHC-2 community be reminded that only approved combinations of floats and auxiliary fin/finlets are to be installed, and that TC place increased emphasis on this during inspections.

4.2 *Action Required*

4.2.1 *Shoulder Harness*

Only one occupant of the aircraft died as a direct result of injuries caused by the impact; however, all of the occupants received incapacitating head injuries. Subsequently, three occupants drowned, and two died of anoxia and inhalation of superheated gas. The use of shoulder harnesses may have prevented the head injuries and, thus, provided a chance to escape from the semi-submerged aircraft. The aircraft was not equipped with shoulder harnesses, nor was it required to be by regulation.

As a result of similar accidents, the CASB conducted a study on the influence of shoulder harnesses (CASB 87-SP0002). The results showed that significant reductions in deaths and injuries could be achieved by using shoulder harnesses. The study also concluded that the occupants of small aircraft, including the pilots, were at greater risk of injury than the occupants of large aircraft. Because of the responsibility of the pilots of small aircraft to avoid injury and, thus, be available to assist their passengers in the event of an accident, it was recommended that:

> The Department of Transport require the installation of shoulder harnesses, where practicable, in the flight crew seats of all small commercial aircraft, regardless of their date of manufacture.
>
> CASB 87-58

In response, TC stated an intention to amend Aeronautical Navigation Order (ANO) Series II, No. 2 (the Aircraft Seats, Safety Belts and Safety Harnesses Order); however, notwithstanding this plan, the original regulation, which was proclaimed in 1966, has remained in force in Canada unchanged except for two minor amendments.

The corresponding US rules have been updated. In 1977, the FAA required that the front seats of all small aircraft certified or manufactured after 1978 be equipped with shoulder harnesses. In 1985, this requirement was extended to include all seats of small aircraft manufactured after 12 December 1986, and a companion amendment required that the shoulder harness be worn during take-off and landing. It is understood that the FAA is now considering additional rule-making regarding restraint systems.

Effective December 1984, structural provisions for shoulder harnesses have been built into all small aircraft made by members of the General Aviation Manufacturers' Association. Although this is an American organization, its members build many of the aircraft used in Canada.

Although the Federal Regulatory Plan for 1990 indicated TC's intent to introduce legislation requiring shoulder harnesses for flight crew and flight attendant seats, this has not been accomplished and is not in the Federal Regulatory Plan for 1991. In view of the continuing number of fatalities caused by the absence or non-use of shoulder harnesses in Canadian small aircraft, the TSB recommends that:

The Department of Transport expedite legislation to require the use of a seat-belt and shoulder harness during take-off and landing of small, commercial fixed-wing aircraft.

A92-01

4.2.2 *Marking of Aircraft Exits*

Existing regulations require that each passenger position be provided with written instructions on emergency evacuation procedures, including the location and operation of emergency exits; however, this information and even briefings by crews have been shown to be ineffective in many cases. Therefore, the marking of exits, including their method of opening, is a sensible precaution. Present regulations require that emergency exits in transport category aircraft, including their means of opening, be clearly marked. The DHC-2 aircraft is exempt because it was initially manufactured well before the existence of this rule.

Escape from float-equipped DHC-2 aircraft after an accident on water has resulted in previous safety action. In October 1987, an Aviation Safety Advisory suggested that TC review the design of the door opening mechanism to ensure that egress was not hampered by difficulties in reaching and operating the door opening mechanism under conditions of stress. In August 1988, the de Havilland Company issued a service bulletin that urged operators of the DHC-2 to ensure that exits were marked clearly and provided information on how to mark them. Because the implementation of this safety bulletin was optional, an Aviation Safety Advisory to TC in September 1988 suggested that it be made mandatory by adopting it as an Airworthiness Directive. In response to these Advisories, TC issued a Service Difficulty

Alert (SDA) in March 1989 that highlighted the hazard of unclear exit markings and urged owners to implement the safety bulletin and to brief passengers on emergency egress before flight. This SDA was not mandatory, and the investigation of this accident revealed that the exits were not clearly marked in spite of the SDA.

In this accident, the escape of the occupants was precluded by their injuries; however, because many factors (such as age, panic, injury, etc.) influence post-accident survival, the impact of the lack of exit markings is difficult to assess. Nevertheless, Canadian aviation statistics show that from 1980 to 1989, there were 78 DHC-2 accidents on water involving 24 fatalities and 10 serious injuries, and that over 300 DHC-2 aircraft are still registered in Canada.

Kits for marking the exits are available for about $20 each. In view of this low cost, the need for clear exit markings that is reflected in current regulations, the accident record, and the significant number of DHC-2 aircraft still in service, it should be mandatory to maintain the exit markings in a legible condition. Regardless of the method chosen, it is recommended that:

The Department of Transport require that the exits of the DHC-2 aircraft be marked clearly.

A92-02

This report concludes the Transportation Safety Board's investigation into this occurrence. Consequently, the Board, consisting of Chairperson, John W. Stants, and members Gerald E. Bennett, Zita Brunet, Wilfred R. DuPont and Hugh MacNeil, has authorized the release of this report.

Appendix A – List of Laboratory Reports

The following laboratory reports were completed:

LP 123/90 – Material Composition – Vertical Stabilizer Fin;
LP 141/89 – Analysis of Landing Gear and Wing Strut Fittings;
LP 154/89 – ELT Analysis;
LP 155/89 – Instrument Analysis;
LP 156/89 – Seat-belt Fittings Analysis;
LP 160/89 – Exhaust Stack Analysis;
LP 164/89 – Aerial Photogrammetry Analysis; and
LP 181/89 – Aerodynamic Analysis;

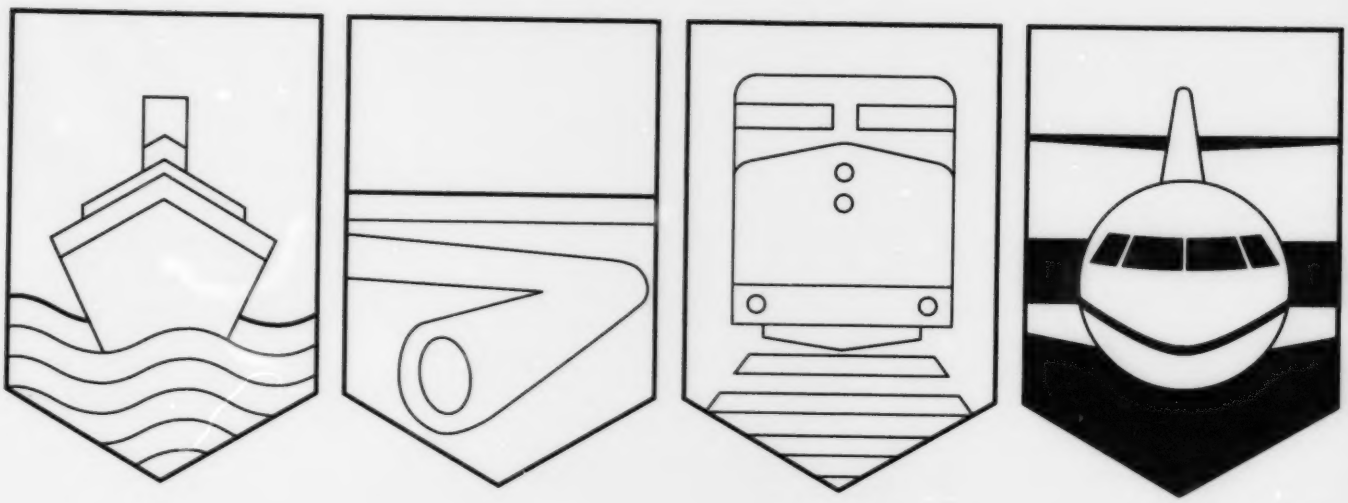
These reports are available on request from the Transportation Safety Board of Canada.

Appendix B – Glossary

AD	airworthiness directive
AES	Atmospheric Environment Service
AME	aircraft maintenance engineer
ANO	Aeronautical Navigation Order
asl	above sea level
ATA	Aircraft Type Approval
BCAR	British Civil Aviation Regulations
CAR	Civil Aviation Regulations
CASB	Canadian Aviation Safety Board
C of G	centre of gravity
CVR	cockpit voice recorder
ELT	emergency locator transmitter
FAA	Federal Aviation Administration
FDR	flight data recorder
hr	hour(s)
IAS	indicated airspeed
lb	pound(s)
MDT	mountain daylight time
mph	miles per hour
N	north
NACIS	National Aviation Company Information System
nm	nautical mile(s)
psi	pounds per square inch
STC	Supplemental Type Certificate
TC	Transport Canada
TSB	Transportation Safety Board of Canada
UTC	Coordinated Universal Time
W	west
°	degree(s)
′	minute(s)
″	second(s)
Z	Zulu time

Bureau de la sécurité des transports du Canada

Transportation Safety Board of Canada



RAPPORT D'ENQUÊTE SUR ACCIDENT AÉRONAUTIQUE

SIOUX NARROWS AIRWAYS LTD.
DE HAVILLAND DHC-2 MK. I BEAVER C-GUJY
TALTHEILEI NARROWS (TERRITOIRES DU NORD-OUEST)
21 AOÛT 1989

RAPPORT NUMÉRO A89W0205

Canada

Bureau de la sécurité des transports du Canada

Transportation Safety Board of Canada

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada (BST) a enquêté sur cet accident aéronautique dans le seul but de promouvoir la sécurité des transports. Le Bureau n'est pas habilité à attribuer ni à déterminer les responsabilités civiles ou pénales.

Rapport d'enquête sur accident aéronautique

Sioux Narrows Airways Ltd.
de Havilland DHC-2 MK. I Beaver C-GUJY
Taltheilei Narrows (Territoires du Nord-Ouest)
21 août 1989

Rapport numéro A89W0205

Résumé

Après avoir décollé d'une baie abritée, l'hydravion s'est engagé dans un virage à gauche, s'est mis en piqué puis a percuté l'eau avant de prendre feu. Le pilote et les cinq passagers ont péri dans l'accident.

Le Bureau de la sécurité des transports du Canada a déterminé que le pilote avait fait décrocher l'appareil en tentant d'effectuer un virage en vent arrière dans un fort vent cisaillant et qu'il n'avait pu reprendre la maîtrise de l'hydravion avant de percuter la surface de l'eau.

14 mai 1992

This report is also available in English.

Table des matières

Page

1.0 Renseignements de base 1

1.1 Déroulement du vol 1
1.2 Victimes 1
1.3 Dommages à l'aéronef 1
1.4 Autres dommages 1
1.5 Renseignements sur le personnel 3
1.6 Renseignements sur l'aéronef 3
1.6.1 Masse et centrage 3
1.6.2 Comportement en vol de l'hydravion 4
1.6.3 Dérives verticales auxiliaires 4
1.6.4 Consignes de navigabilité 5
1.6.5 Modifications apportées à l'hydravion 5
1.6.6 Quantité de carburant à bord 5
1.6.7 Vitesses de décrochage de l'appareil 5
1.7 Renseignements météorologiques 5
1.8 Aides à la navigation 6
1.9 Télécommunications 6
1.10 Renseignements sur l'aérodrome 6
1.11 Enregistreurs de bord 6
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact 6
1.12.1 Lieu de l'accident 6
1.12.2 Épave 7
1.12.3 Examen du moteur 7
1.12.4 Examen de l'hélice 7
1.12.5 Examen des instruments 8
1.12.6 Sélecteur de réservoir carburant 8
1.12.7 Pipe d'échappement 8
1.13 Renseignements médicaux 8
1.14 Incendie 9
1.15 Questions relatives à la survie des occupants 9
1.16 Essais et recherches 10
1.16.1 Échantillons d'huile et de carburant 10
1.16.2 Siège passager de la rangée du centre 10
1.16.3 Vol d'observation 10
1.16.4 Essais en vol 11

1.17 Renseignements supplémentaires 11
1.17.1 Inspection de navigabilité par Transports Canada 11
1.17.2 Fuite de carburant signalée 11
1.17.3 Manuel d'exploitation 11

2.0 Analyse 13
2.1 Introduction 13
2.2 Défectuosité de l'hydravion 13
2.3 Conditions météorologiques 13
2.4 Stabilité directionnelle de l'hydravion 14
2.5 Inspection de navigabilité 14
2.6 Incendie 14
2.7 Questions relatives à la survie des occupants 14

3.0 Conclusions 15
3.1 Faits établis 15
3.2 Causes 15

4.0 Mesures de sécurité 17
4.1 Mesures prises 17
4.1.1 Masse et centrage 17
4.1.2 Vérification, inspection et surveillance 17
4.1.3 Stabilité directionnelle 18
4.2 Mesures à prendre 18
4.2.1 Harnais de sécurité 18
4.2.2 Marquage des issues de secours 19

5.0 Annexes
Annexe A – Liste des rapports de laboratoire 21
Annexe B – Sigles et abréviations 23

1.0 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

Le pilote, seul à bord du Beaver sur flotteurs, avait décollé d'un camp de pêche situé à Taltheilei Narrows (Territoires du Nord-Ouest) sur la rive nord du Grand lac des Esclaves et s'était rendu dans une baie abritée située à 10 milles marins (nm)[1] au sud-ouest du camp. Le pilote a amerri, et cinq pêcheurs, qui se trouvaient dans de petites embarcations, sont montés à bord. Les passagers devaient se rendre à Yellowknife (Territoires du Nord-Ouest), une localité située à 80 nm de là. Un second hydravion, dans lequel se trouvait le matériel des pêcheurs, tournait au-dessus de la baie. Des témoins ont vu le Beaver rebrousser chemin en direction de l'entrée de la baie, puis virer et décoller vers le nord-est.

Après le décollage, des témoins ont vu le Beaver monter à une hauteur qu'on a estimée être comprise entre 100 et 200 pieds au-dessus de la surface de l'eau, puis s'engager dans un virage à gauche, perdre de l'altitude et percuter la surface de l'eau dans un piqué prononcé avec l'aile gauche basse, dans une zone peu profonde de la baie située près de la rive. Au moment de l'impact avec l'eau, les ailes de l'appareil se sont détachées du fuselage. Des témoins ont vu de la fumée noire et des flammes s'échapper du fuselage. Le pilote du second hydravion a attiré l'attention des guides de pêche qui se trouvaient dans les embarcations et ceux-ci se sont précipités sur les lieux de l'accident.

Lorsque le second appareil a amerri dans la baie, l'incendie avait déjà pris des proportions importantes, et le côté droit du fuselage, qui se trouvait au-dessus de l'eau, était déjà la proie des flammes. Le pilote et les cinq passagers ont péri dans l'accident.

L'accident s'est produit de jour à 11 h 5, heure avancée des Rocheuses (HAR)[2], par 62° 26′ de lat. N. et 111° 38′ de long. O.[3] à environ 514 pieds-mer.

1.2 Victimes

	Équipage	Passagers	Autres	Total
Tués	1	5	—	6
Blessés graves	—	—	—	—
Blessés légers/ indemnes	—	—	—	—
Total	1	5	—	6

1.3 Dommages à l'aéronef

L'aéronef a été lourdement endommagé par l'impact et par le feu.

1.4 Autres dommages

Il n'y a eu aucun autre dommage.

[1]Voir l'annexe B pour la signification des sigles et abréviations.

[2]Les heures sont exprimées en HAR (temps universel coordonné (UTC) moins six heures, sauf indication contraire.

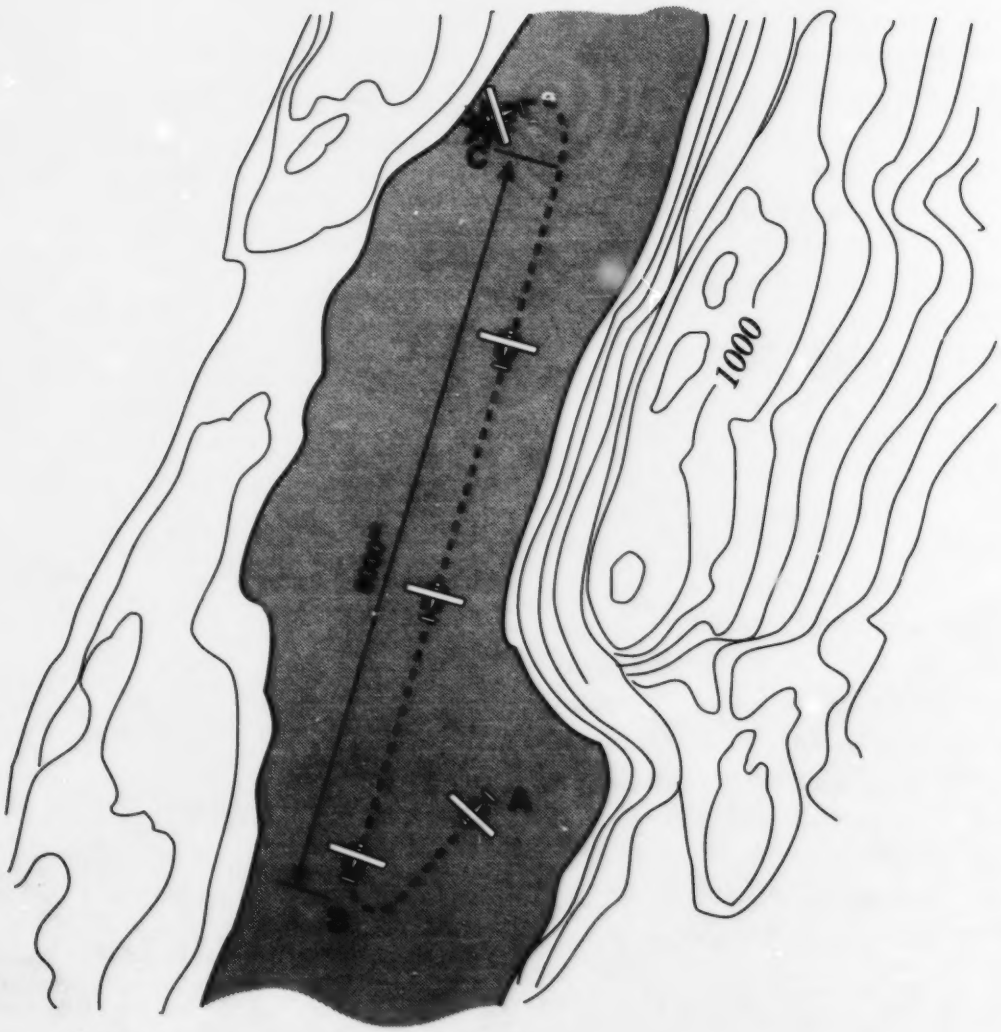
[3]Les unités correspondent à celles des manuels officiels, des documents, des rapports et des instructions utilisés ou reçus par l'équipage.

SCHÉMA DU VOL

A Les passagers sont montés à bord de l'hydravion à partir de petites embarcations de pêche.

B Lieu approximatif du début de la course au décollage.

C Lieu de l'écrasement à 60 pieds de la rive.



1.5 *Renseignements sur le personnel*

	Commandant de bord
Âge	27 ans
Licence	pilote professionnel de première classe
Date d'expiration du certificat de validation	valide
Nombre total d'heures de vol	2 026
Nombre total d'heures de vol sur type en cause	789
Nombre total d'heures de vol dans les 90 derniers jours	186
Nombre total d'heures de vol sur type en cause dans les 90 derniers jours	159
Nombre d'heures de service avant l'accident	1
Nombre d'heures libres avant la prise de service	70

Le pilote possédait une qualification de vol aux instruments de classe I valable pour les multimoteurs du groupe I; de par sa licence, il pouvait piloter les avions et les hydravions monomoteurs et multimoteurs. Il détenait un certificat de validation qui n'était assorti d'aucune dérogation ni d'aucune restriction.

Le pilote avait travaillé pour des exploitants commerciaux du Manitoba et de la côte Ouest de la Colombie-Britannique chez qui il avait piloté des hydravions Beaver. Le dossier d'entraînement du pilote n'a révélé aucune lacune pertinente au présent accident. On a indiqué que c'était la première fois que le pilote se rendait dans la baie où l'accident s'est produit.

1.6 *Renseignements sur l'aéronef*

Constructeur	de Havilland of Canada
Type	DHC-2 MK. I Beaver
Année de construction	1952
Numéro de série	393
Certificat de navigabilité	délivré le 10 juin 1983
Nombre total d'heures de vol cellule	6 488
Type de moteur (1)	Pratt & Whitney R-985
Type d'hélice (1)	Hamilton Standard
Masse maximale autorisée au décollage	5 090 lb (sur flotteurs)
Type de carburant recommandé	essence aviation 80/87
Type de carburant utilisé	essence aviation 100/130

La compagnie employait sur une base saisonnière un technicien d'entretien d'aéronef (TEA) qualifié pour faire l'entretien courant et la maintenance des aéronefs qui desservaient les camps de pêche. D'après les livrets techniques de l'hydravion, une inspection des 600 heures avait été faite le 19 août 1989. Le vol au départ du camp de pêche était le premier après qu'on ait fait l'inspection. Une inspection des 600 heures correspond à une inspection des 100 heures à laquelle on ajoute quelques points.

1.6.1 *Masse et centrage*

Le devis de masse et centrage qui avait été préparé pour l'appareil et qui avait été accepté par Transports Canada (TC) contenait un certain nombre d'erreurs qui rendaient le document inutilisable. Les distances utilisées pour établir les endroits où placer la balance au cours de la pesée sur flotteurs ont été mesurées à partir d'un niveau de référence non standard. L'avant du moyeu de l'hélice a été utilisé comme

point de référence, plutôt que la méthode approuvée qui place cette référence à 100 pouces à l'avant du point de référence original (17,5 pouces à l'arrière du bord d'attaque de l'aile).

Un examen de la technique de pesée et des documents a révélé la cause des erreurs. Un nouveau calcul basé sur des bras de levier appropriés a donné des résultats utilisables.

Au vu des renseignements disponibles, on a estimé que l'hydravion avait une masse égale ou inférieure à la masse maximale au moment de l'accident et que le centre de gravité se trouvait sur la limite arrière ou près de celle-ci.

1.6.2 Comportement en vol de l'hydravion

Le manuel de vol du constructeur stipule que le meilleur taux de montée s'obtient à une vitesse indiquée (IAS) de 80 milles à l'heure (mi/h). Au cours de l'enquête, plusieurs pilotes de DHC-2 chevronnés ont exprimé leur avis sur le comportement en vol de l'hydravion au cours des virages à gauche à des vitesses inférieures à 80 mi/h. Ils ont déclaré qu'une fois établi en virage à gauche, il peut s'avérer difficile de remettre les ailes à l'horizontale à cause, selon eux, des effets du couple moteur.

Il a été impossible de déterminer la façon dont le pilote prévoyait s'éloigner de la baie après le décollage. Il pouvait soit effectuer un virage à gauche à angle droit pour survoler l'extrémité rocheuse du côté ouest de la baie, soit effectuer un virage de 180 degrés à gauche pour revenir vers l'entrée de la baie, soit effectuer une montée droit devant. On a déterminé que le rayon de virage de l'hydravion à 80 mi/h, pendant un virage coordonné avec une inclinaison de 30 degrés, est de 800 pieds (soit un diamètre de 1 600 pieds).

1.6.3 Dérives verticales auxiliaires

L'appareil était muni de flotteurs Edo 679-4930 approuvés en vertu du Certificat de type supplémentaire (CTS) 1913WE et de dérives auxiliaires d'hydravion montées sur le stabilisateur.

Ces flotteurs plus longs ajoutent une surface longitudinale supplémentaire dans la zone située à l'avant du centre de gravité, ce qui a pour effet de déstabiliser l'appareil. Les dérives auxiliaires visent à améliorer la stabilité directionnelle de l'hydravion.

Il a été établi que les dérives auxiliaires avaient été montées sur l'appareil en 1988. Toutefois, aucune inscription dans les livrets techniques ne faisait état de ce montage.

Aucun indice n'a permis de découvrir le fabricant de ces dérives. Même si les dérives en cause présentaient le même aspect extérieur que celles fabriquées conformément au CTS SA456NW, l'examen effectué par le Laboratoire technique du BST a révélé que la sorte de matériau utilisé et l'épaisseur du matériau ne répondaient pas aux spécifications du CTS.

Les essais en vol effectués par la Federal Aviation Administration (FAA) et par TC ont révélé que la stabilité directionnelle d'un avion muni de flotteurs Edo 679-4930 et de dérives auxiliaires approuvées en vertu d'un CTS répondait aux exigences réglementaires. Cependant, il a été impossible de déterminer si les dérives étaient conformes aux exigences de stabilité directionnelle. Puisque l'installation des dérives sur l'appareil n'était pas approuvée, l'hydravion n'était conforme ni à

la consigne de navigabilité (CN) CF-76-15 ni à la CN CF-83-09R1 de TC.

1.6.4 Consignes de navigabilité

On a déterminé que plusieurs CN n'avaient pas été inscrites dans les livrets techniques de l'hydravion avec les dates de conformité obligatoires, contrairement aux règlements en vigueur. Ce facteur n'est toutefois pas considéré comme ayant contribué au présent accident. Il a été impossible de déterminer si ces CN avaient été exécutées.

1.6.5 Modifications apportées à l'hydravion

L'appareil avait été équipé de grands hublots latéraux, de fenêtres de cabine concaves, d'un compartiment pour le rangement des cannes à pêche et d'une trousse de survie métallique encastrée dans le plancher. Les détails concernant ces modifications n'avaient pas été inscrits dans les livrets techniques de l'appareil; de plus, la liste des équipements pour les calculs de masse et centrage n'avait pas été modifiée pour tenir compte de ces articles, contrairement aux règlements en vigueur.

1.6.6 Quantité de carburant à bord

Aucun indice n'a permis de déterminer la quantité de carburant qu'il y avait à bord de l'appareil avant le décollage du camp de pêche. Le matériel d'avitaillement du camp de pêche n'était pas muni d'un cadran enregistreur et il n'y avait pas de registre de consommation. Aucune inscription dans les carnets de bord de l'hydravion n'indiquait la quantité totale de carburant qu'il y avait à bord pour ce voyage.

On n'a retrouvé aucun témoin qui aurait assisté au ravitaillement de l'hydravion ce jour-là. On avait l'habitude au camp de pêche de n'emporter que la quantité de carburant nécessaire (en tenant compte des réserves obligatoires) pour le vol jusqu'à Yellowknife où l'on ravitaillait l'appareil pour le vol de retour. On agissait de la sorte pour économiser les réserves de carburant au camp situé dans une région éloignée. On a estimé qu'il fallait emporter au moins 40 gallons impériaux pour se rendre à Yellowknife. Des pilotes de Beaver ont déclaré que pour transporter une telle quantité de carburant on remplit habituellement le réservoir avant complètement et le réservoir central à moitié.

1.6.7 Vitesses de décrochage de l'appareil

Selon le manuel de vol, la vitesse de décrochage de l'hydravion lorsque les ailes sont à l'horizontale est de 60 mi/h à sa masse maximale (5 090 livres). Les données obtenues du constructeur indiquent une vitesse de décrochage de 61 mi/h à la masse maximale lorsque les ailes sont inclinées à 30 degrés et que les volets sont en position de montée. Toutes les vitesses de décrochage sont calculées sans moteur.

1.7 Renseignements météorologiques

Un témoin a déclaré que le ciel était dégagé et que le vent soufflait de l'est en rafales. Des installations météorologiques se trouvent à Fort Reliance, à quelque 60 milles à l'est, et à Yellowknife, à quelque 80 milles à l'ouest des lieux de l'accident.

Une analyse des conditions météorologiques effectuée à la demande du BST par le Service de l'environnement atmosphérique d'Environnement Canada a fourni les renseignements suivants :

Durant la période en question, une zone de haute pression était centrée à quelque 60 milles à l'est de Bathurst Inlet; cette zone possédait des crêtes qui s'étendaient au nord jusqu'à l'île Victoria, et au sud jusqu'au nord-ouest de la Saskatchewan. La cellule de haute pression s'accumulait très doucement vers le sud-est. Au même moment, il y avait un creux barométrique qui s'étendait de l'ouest de l'Alberta jusqu'au Grand lac des Esclaves.

Les analyses de surface émises le 21 à 12 h Z (heure universelle) et 18 h Z indiquaient un vent du sud-est entre 20 et 25 noeuds. Les observations de surface effectuées à Yellowknife faisaient état d'un vent d'est à 15 noeuds. Une rafale atteignant 21 noeuds a été signalée à 16 h Z. Les quelques rapports obtenus de Fort Reliance indiquaient des vents soufflant en général de l'est à 15 noeuds. Bien qu'il y ait eu des vents légers à modérés soufflant de l'est dans les régions avoisinantes, il est probable que des vents plus forts dus au relief ont soufflé à divers endroits dans la partie est. Un flux d'air d'intensité moyenne à forte soufflant de l'est au-dessus de la péninsule de Pethei aurait très bien pu produire quelques forts courants descendants à l'ouest de celle-ci.

Les vents dus au relief se produisent lorsque le flux d'air prend de la vitesse en passant au-dessus d'un accident de terrain comme une falaise.

Au cours de l'enquête, on a constaté la présence de vents similaires sur les lieux de l'accident; ces vents ont provoqué de la turbulence et un cisaillement horizontal du côté abrité par les falaises de 500 pieds bordant la baie.

1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

1.9 Télécommunications

Le pilote était en contact radio avec l'hydravion qui tournait au-dessus de la baie. Le pilote n'a signalé aucun problème avant de percuter la surface de l'eau.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Sans objet.

1.11 Enregistreurs de bord

L'appareil n'était pas équipé d'un enregistreur de données de vol (FDR) ni d'un enregistreur phonique (CVR). La réglementation en vigueur n'exigeait pas l'emport d'enregistreurs de bord pour ce type d'aéronef.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.12.1 Lieu de l'accident

L'accident s'est produit dans une baie abritée proche de la rive nord-est du Grand lac des Esclaves, à 10 nm au sud-ouest du camp de

pêche situé à Taltheilei Narrows. La baie longue de trois milles et demi est orientée du nord-est au sud-ouest, l'extrémité sud-ouest débouchant dans le Grand lac des Esclaves. Une falaise abrupte culminant à quelque 500 pieds au-dessus de l'eau fait face au côté est de la baie. Un piton rocheux recouvert d'arbres culmine à 200 pieds environ du côté ouest de la baie. Là où l'accident s'est produit, la baie a une largeur de 1 670 pieds environ; à 100 et à 150 pieds au-dessus de l'eau la baie atteint respectivement 2 110 pieds et 2 310 pieds environ. L'amerrissage et le décollage ont été effectués en direction de l'extrémité fermée de la baie, face au vent. L'hydravion s'est immobilisé au cap de 275 degrés magnétique, à 60 pieds de la rive ouest, dans quatre à six pieds d'eau.

1.12.2 Épave

Le fuselage reposait sur le côté gauche, le côté droit ayant brûlé vers l'arrière jusqu'à la soute à bagages. Le flotteur gauche était rompu en deux, et les morceaux avaient coulé à côté du fuselage. Le flotteur droit était replié vers le haut et flottait à côté du fuselage auquel il était resté attaché par des fixations endommagées. Les deux ailes, au complet avec les mâts de voilure, se sont détachées au moment de l'impact et reposaient au fond de l'eau. De nombreuses autres petites pièces, qui s'étaient détachées lors de l'accident, avaient coulé au fond de la baie. Il a été établi que l'hydravion avait percuté l'eau dans un angle de piqué de 60 degrés, l'aile gauche inclinée vers le bas de 22 degrés.

Lorsqu'on a soulevé l'épave, le moteur semblait relativement peu endommagé. L'épave a été ramenée sur la rive afin d'y subir un examen complet. Elle a ensuite été transportée au camp et mise en quarantaine.

Tous les composants importants de l'hydravion ont été récupérés. L'examen a permis de constater l'intégrité de toutes les gouvernes; aucune anomalie mécanique antérieure à l'impact n'a été découverte.

On a déterminé que les volets étaient en position de montée au moment de l'impact.

Lorsqu'on a récupéré l'appareil, on a constaté une décoloration sur les surfaces fracturées du train d'atterrissage gauche et sur les ferrures de mât d'aile. Le Laboratoire technique du BST a déterminé que les trains d'atterrissage gauche et droit ainsi que les ferrures de mât d'aile s'étaient rompus à cause d'une importante surcharge; de plus, il n'y avait aucun signe d'amorce de crique. La couleur plus foncée de la surface fracturée de la ferrure gauche a été attribuée à l'exposition aux intempéries.

1.12.3 Examen du moteur

On a transporté le moteur à un atelier. Après avoir asséché les magnétos et les câbles d'allumage, il a été possible de faire fonctionner le moteur au banc d'essai et celui-ci a pu fournir une puissance de sortie normale. Le papillon des gaz du carburateur s'était coincé en position ralenti lors de la déformation du corps du carburateur au moment de l'impact.

1.12.4 Examen de l'hélice

Les pales de l'hélice étaient repliées vers l'arrière, une pale étant plus tordue que les autres. Au cours de l'impact, les pales de l'hélice ont heurté le fond boueux de la partie peu profonde de la baie. Les bords d'attaque des pales n'étaient que légèrement

marqués et il y avait peu d'égratignures dues à la rotation sur les faces des pales. Les pales ne présentaient pas la déformation en torsion que l'on rencontre souvent lorsque le moteur tourne à haut régime au moment de l'impact.

L'examen en cours de démontage a révélé que les pales de l'hélice se trouvaient à plein petit pas au moment de l'impact.

1.12.5 Examen des instruments

L'examen effectué par le Laboratoire technique du BST a révélé les renseignements suivants sur les indications et les réglages des instruments de vol et des instruments moteur au moment de l'impact :

a) pression carburant – 5 livres par pouce carré (lb/po^2) (plage normale : 3 à 5 lb/po^2);
b) température de l'huile – 60 degrés Celsius (plage normale : 40 à 85 degrés Celsius);
c) température de la culasse – 85 degrés Celsius (plage normale : 100 à 250 degrés Celsius);
d) voyant d'alarme pression carburant allumé; il s'est probablement allumé au moment de l'impact. Ce voyant s'allume normalement lorsque la pression carburant chute à moins de 3 lb/po^2. L'analyse en laboratoire a conclu que ce voyant s'était probablement allumé au moment de l'impact et que cela n'indiquait pas un problème de pression carburant antérieur à l'impact;
e) levier sélecteur carburant – sur le réservoir avant;
f) contacteurs magnétos – les deux sur ON.

Le tachymètre, le jaugeur carburant, l'indicateur de pression d'admission, l'indicateur de pression d'huile, l'indicateur de température des gaz d'échappement et l'anémomètre n'ont fourni aucun indice fiable sur leurs indications au moment de l'impact.

1.12.6 Sélecteur de réservoir carburant

Le levier sélecteur de réservoir carburant, situé du côté inférieur gauche du tableau de bord pilote, était sur le réservoir avant. Le robinet sélecteur carburant actionné par câble et situé à l'arrière des réservoirs carburant a été endommagé par le feu et a été arraché de sa ferrure de montage pendant l'impact. L'examen a révélé que le robinet avait tourné à une position correspondant à un réglage entre les deux réservoirs, possiblement à la suite d'un mouvement du câble provoqué par une déformation de la cellule au moment de l'impact.

1.12.7 Pipe d'échappement

Un examen métallurgique comparatif des parties écrasées de la pipe d'échappement laisse croire que la température du matériau était inférieure aux températures normales de fonctionnement au moment de l'impact. Même si cet indice est révélateur de l'état de fonctionnement du moteur au moment de l'impact, on ne peut le considérer comme une preuve absolue puisqu'il repose sur une technique d'enquête qui est encore au stade expérimental.

1.13 Renseignements médicaux

Les corps des occupants sont tous demeurés dans la cabine et ils ont été retirés par le coroner. L'autopsie a révélé qu'avant l'impact le pilote n'avait souffert d'aucune incapacité qui aurait pu contribuer à l'accident. Les

analyses toxicologiques ont révélé chez le pilote la présence d'une quantité thérapeutique d'antihistamine non prescrite et des traces de décongestif oral. Bien qu'il soit connu que certaines personnes ressentent de la somnolence comme effet secondaire à la prise de tels médicaments, il a été impossible d'en déterminer les effets sur le pilote.

Tous les occupants ont été blessés à la tête. Les rapports d'autopsie indiquent que le passager qui occupait le siège avant droit (siège du copilote) a succombé à des blessures multiples. Les deux autres passagers assis du côté droit sont morts par anoxie suite à l'inhalation de gaz surchauffés. Tous les occupants assis du côté gauche de l'hydravion, y compris le pilote, sont morts noyés. À l'exception du passager assis sur le siège avant droit, on considère que les autres occupants auraient pu survivre aux blessures qu'ils ont subies au moment de l'impact.

1.14 *Incendie*

Des témoins ont déclaré que la partie droite du fuselage correspondant à la cabine avait pris feu après l'impact. Le fuselage reposait sur le côté gauche dans quatre pieds d'eau; il avait brûlé de la cloison pare-feu jusqu'à la cloison arrière de la cabine, ce qui comprenait également la porte droite du poste de pilotage, la porte droite de la cabine et une partie du plancher de la cabine. Le côté droit des trois réservoirs de carburant en métal logés dans le fuselage avait fondu, et l'intérieur était visible. Rien n'indique qu'il y ait eu un incendie avant l'impact. Le câble électrique principal en provenance de la batterie, qui passe par le côté inférieur droit du fuselage, montrait un gros pli au niveau de la ferrure supérieure moyenne de la jambe de flotteur. Cette ferrure de flotteur a été arrachée au moment de l'impact et elle se trouvait entre les réservoirs carburant.

1.15 *Questions relatives à la survie des occupants*

L'hydravion n'était pas équipé de harnais de sécurité. Toutes les attaches de ceinture de sécurité ont été trouvées bouclées. Une attache d'une ceinture de sécurité de la rangée de sièges du centre s'était rompue en surcharge. On a retrouvé dans la cabine quelques gilets de sauvetage auxquels personne n'avait touché.

Aucun écriteau indiquant les issues de l'appareil ni aucune affichette décrivant le mode d'ouverture des portes n'ont été trouvés à l'intérieur des portes du poste de pilotage et de la cabine principale, ce qui n'était pas obligatoire. Le bulletin de service 2/45 de de Havilland donne une description de ces écriteaux et de ces affichettes. L'exploitant avait commandé un ensemble d'écriteaux et d'affichettes; toutefois, il ne l'avait pas encore reçu au moment de l'accident.

Le Laboratoire technique du BST a examiné la radiobalise de détresse (ELT) qui était montée derrière la cabine. Le laboratoire a déterminé que la radiobalise était armée au moment de l'impact mais que les dommages causés par l'incendie l'avaient rendue inutilisable.

1.16 *Essais et recherches*

1.16.1 Échantillons d'huile et de carburant

Des échantillons de carburant prélevés dans l'hydravion et au point de ravitaillement ont été envoyés à l'Alberta Council Laboratory afin qu'il les soumette à une analyse chromatographique. Le profil chromatographique obtenu des deux échantillons était typique d'une essence aviation à indice d'octane 100.

On a également envoyé à ce même laboratoire un échantillon d'huile prélevé dans le puisard du moteur pour que le laboratoire procède à une analyse spectrographique et qu'il le compare à un échantillon d'huile neuve utilisée par l'exploitant en cause. On a constaté que l'échantillon était typique d'une huile d'aviation. On a noté les résultats de la spectrographie pour références ultérieures.

1.16.2 Siège passager de la rangée du centre

On a découvert une ceinture de sécurité supplémentaire qui était attachée aux fixations intérieures des ceintures existantes servant aux sièges utilisés à l'origine par l'armée. La fixation de la ceinture, qui se trouvait du côté intérieur du siège droit, s'est rompue durant l'accident.

L'analyse effectuée par le Laboratoire technique du BST a révélé que, même si le montage de cette ceinture de sécurité supplémentaire n'avait pas été approuvé, cette ceinture n'avait nullement contribué à la défaillance de la ferrure d'attache puisqu'elle n'était pas utilisée au moment de l'accident. La résistance nominale du goujon de la ferrure dépassait les exigences relatives à un système de retenue pour une seule personne, et les calculs indiquent que le facteur de charge exercé pendant l'impact était supérieur à la charge nécessaire pour provoquer la rupture de la ferrure d'attache.

1.16.3 Vol d'observation

On a effectué un vol d'observation à bord d'un Beaver sur flotteurs équipé de la même manière que le Beaver accidenté et dans des conditions de vent (vent d'est à une vitesse estimée à 15 noeuds avec des rafales à 20 noeuds) similaires à celles signalées le jour de l'accident. Il y avait deux occupants à bord de l'appareil pour le vol d'observation. On a amorcé la montée en un point situé à peu près à l'endroit où le Beaver accidenté avait décollé. À cause des rafales, on a utilisé une vitesse de montée de 100 mi/h plutôt que la vitesse recommandée de 80 mi/h afin d'assurer une marge de sécurité. Le but du vol était de monter jusqu'au point surplombant les lieux de l'accident, puis de virer à angle droit vers la gauche, en vent arrière, avec une inclinaison de 30 degrés tout en surveillant les changements de vitesse et d'altitude. On a amorcé un virage au-dessus des lieux de l'accident à une hauteur de 200 pieds, et lorsque le virage a atteint 60 degrés, la vitesse a diminué et l'hydravion a commencé à s'enfoncer. On a légèrement abaissé le nez de l'appareil puis on a augmenté la puissance moteur afin de stabiliser la vitesse à 75 mi/h et de réduire la perte d'altitude à 100 pieds pendant qu'on revenait en palier. L'appareil a mis du temps à sortir du virage et il a fallu braquer presque au maximum la direction et les ailerons pour ramener l'hydravion au vol en palier. On a rencontré de la turbulence légère à modérée pendant le vol.

1.16.4 Essais en vol

Des essais en vol menés par TC en août 1990 ont confirmé que la stabilité directionnelle de l'appareil équipé de flotteurs Edo 4930 et de dérives d'extrémité était conforme aux exigences des sections D des British Civil Air Regulations (BCAR) et 03 des Civil Aviation Regulations (CAR) de 1949.

1.17 Renseignements supplémentaires

1.17.1 Inspection de navigabilité par Transports Canada

En août 1988, un inspecteur de la navigabilité de TC avait inspecté l'hydravion et ses livrets techniques. Aucune anomalie n'avait été constatée relativement à l'appareil ou à ses documents. L'examen des livrets techniques et de l'hydravion par les enquêteurs du BST a révélé qu'au moment de cette vérification :

a) plusieurs modifications avaient été apportées à l'hydravion sans que les inscriptions requises aient été faites dans les livrets techniques appropriés;
b) les CN pertinentes n'avaient pas été inscrites dans le carnet de bord, contrairement aux règlements en vigueur;
c) il y avait de graves erreurs dans le devis de masse et centrage de l'appareil;
d) il n'y avait pas d'écriteau indiquant les issues dans l'appareil.

1.17.2 Fuite de carburant signalée

Au cours d'un vol précédent, une fuite de carburant avait été constatée près des orifices de remplissage du réservoir de carburant du fuselage. Les témoins croient qu'une fuite se produisait lorsque les réservoirs étaient remplis à leur capacité maximale, à cause d'un manque d'étanchéité du raccord en caoutchouc entre le col de remplissage et le réservoir.

1.17.3 Manuel d'exploitation

Le manuel d'exploitation en vigueur, qui avait été soumis par l'exploitant et accepté par TC, stipule à la rubrique "Préparation des formules" (5.1.4) que les formules suivantes doivent être préparées et transportées à bord des appareils pour tous les vols de la compagnie :

— plan de vol exploitation;
— document de remise en service après maintenance;
— devis de masse et centrage; bordereau de carburant (ou autre document attestant la quantité de carburant à bord de l'appareil).

Rien n'indique que le devis de masse et centrage et le bordereau de carburant aient été remplis, ce qui était contraire aux exigences du manuel d'exploitation.

2.0 *Analyse*

2.1 *Introduction*

Les indices recueillis indiquent que le pilote a perdu la maîtrise de l'appareil lorsqu'il a amorcé un virage à gauche peu après le décollage. L'assiette de piqué prononcée à l'impact laisse croire que l'hydravion aurait décroché dans le virage. L'analyse portera surtout sur la possibilité d'une défectuosité de l'hydravion, sur les conditions météorologiques et sur la stabilité directionnelle de l'hydravion. L'analyse portera également sur l'inspection de navigabilité effectuée par TC en 1988, sur l'origine de l'incendie et sur les questions relatives à la survie des occupants.

2.2 *Défectuosité de l'hydravion*

Aucune anomalie technique ni défaillance mécanique antérieures à l'impact qui auraient pu expliquer le décrochage apparent de l'appareil n'ont été identifiées. Toutefois, le peu de dommages subi par l'hélice, l'analyse en laboratoire de la pipe d'échappement écrasée et l'indication au moment de l'impact de la température de la culasse indiquent que le moteur fournissait peu de puissance lorsque l'hydravion a percuté l'eau. Par conséquent, il est possible que le décrochage ait été causé par une perte de puissance moteur au cours du virage et par une chute rapide de la vitesse. Toutefois, on n'a découvert aucune raison pouvant expliquer une telle perte de puissance. Après l'accident, le moteur a fonctionné au banc d'essai et il a pu fournir une puissance de sortie normale.

Le papillon des gaz du carburateur était coincé en position de ralenti; par conséquent, il est probable que la faible puissance fournie par le moteur au moment de l'impact soit attribuable à la fermeture des gaz par le pilote avant l'impact avec l'eau.

2.3 *Conditions météorologiques*

Une analyse des conditions météorologiques effectuée par les spécialistes du Service de l'environnement atmosphérique a déterminé que, même si les observations faites à Yellowknife et à Fort Reliance indiquaient que les vents de surface soufflaient de l'est à 15 noeuds avec des rafales à 21 noeuds, il était probable que des vents plus forts dus au relief avaient soufflé à divers endroits du bras est du Grand lac des Esclaves. Ce vent d'est violent soufflant sur les falaises abruptes faisant face au côté est de la baie devait se diriger vers le bas avec une force considérable, engendrant des tourbillons et de la turbulence sur la trajectoire de vol de l'hydravion en montée. On a déjà signalé qu'une telle masse d'air descendante pouvait provoquer des rabattants atteignant plus de 2 000 pieds à la minute, ce qui est supérieur aux performances de montée de la plupart des appareils de la catégorie aviation générale. Une rafale verticale ascendante, causée par de la turbulence mécanique ou des tourbillons, peut causer une brusque diminution de l'angle d'attaque, à cause du changement de direction de l'air par rapport à l'aile, ce qui peut causer un décrochage si la vitesse de l'appareil est relativement faible.

Le vol d'observation a confirmé l'influence néfaste du cisaillement du vent sur la manoeuvrabilité de l'hydravion.

Pendant ce vol, l'appareil a perdu 100 pieds d'altitude et la vitesse a chuté de 25 mi/h lors d'un virage en montée en vent arrière. L'appareil d'observation était à la masse minimale et montait à une vitesse de 100 mi/h afin de conserver une marge de sécurité. Si le pilote de l'appareil accidenté utilisait la vitesse de montée recommandée de 80 mi/h, la perte de vitesse et d'altitude dans des conditions météorologiques semblables a probablement provoqué un décrochage lors du virage en vent arrière. La vitesse de décrochage à la masse maximale lorsque les volets sont en position de montée et que l'appareil est incliné de 30 degrés est de 61 mi/h, soit 19 mi/h au-dessous de la vitesse de montée recommandée. À l'altitude à laquelle le décrochage s'est produit, il était pratiquement impossible de sortir du décrochage avant de percuter l'eau.

Le risque de décrochage aurait été encore plus grand à cause des turbulences dues au relief et de l'utilisation possible d'un angle d'inclinaison latérale supérieur à 30 degrés. Il a été impossible de déterminer quelle route le pilote comptait utiliser pour sortir de la baie après le décollage. Selon la hauteur à laquelle le pilote se trouvait au-dessus de la surface de l'eau lorsqu'il a amorcé le virage, il devait avoir à sa disposition de 1 500 à 1 600 pieds pour compléter un virage de 180 degrés s'il avait l'intention de sortir de la baie par son embouchure.

Le fort vent arrière rencontré pendant le virage aurait accru de beaucoup le rayon de virage au-delà des 800 pieds nécessaires à un virage en air calme. En conséquence, le pilote a pu être tenté d'augmenter l'angle d'inclinaison latérale pour exécuter le virage dans l'espace disponible.

2.4 *Stabilité directionnelle de l'hydravion*

Aucun indice direct ne permet de croire qu'une perte de stabilité directionnelle ait pu contribuer à l'accident. Toutefois, l'installation des dérives auxiliaires sur l'hydravion n'avait pas été approuvée, et il a été impossible de déterminer si les dérives répondaient aux exigences de stabilité directionnelle.

2.5 *Inspection de navigabilité*

L'inspection de navigabilité effectuée par TC en 1988 n'avait pas relevé les anomalies dans les livrets techniques de l'appareil, ni les modifications apportées à l'appareil, ni les erreurs dans le devis de masse et centrage, ni le non-respect de la CN exigeant la pose d'une dérive ventrale auxiliaire.

2.6 *Incendie*

Le court-circuit provoqué par le contact entre le câble électrique de la batterie et la ferrure de la jambe du flotteur a probablement causé l'incendie qui s'est déclaré après l'impact.

2.7 *Questions relatives à la survie des occupants*

Rien n'indique que l'un des occupants ait tenté de sortir de l'appareil. Les blessures à la tête décrites dans les rapports d'autopsie ont probablement causé une incapacité temporaire. Ces blessures à la tête peuvent être attribuables à l'absence de harnais de sécurité dans l'appareil; elles peuvent également expliquer pourquoi aucune des boucles des ceintures de sécurité n'avait été ouverte.

3.0 Conclusions

3.1 Faits établis

1. Le pilote possédait les licences et les qualifications nécessaires au vol et en vertu de la réglementation en vigueur.
2. Rien n'indique qu'il y ait eu une défaillance de la cellule ou une panne d'un système, que ce soit avant ou pendant le vol.
3. Au vu des renseignements disponibles, on a déterminé que la masse et le centrage de l'appareil étaient dans les limites prescrites.
4. Le devis de masse et centrage, qui avait été préparé pour l'appareil et avait été déposé auprès de TC, contenait un certain nombre d'erreurs qui rendaient ce document inutilisable.
5. Au moment de l'accident, des vents dus au relief causaient probablement un important cisaillement du vent, des courants descendants et de la turbulence.
6. Le pilote a fait décrocher l'hydravion lorsqu'il s'est engagé dans un virage en vent arrière après avoir rencontré du vent dû au relief.
7. Le pilote n'a pu reprendre la maîtrise de l'appareil avant de percuter la surface de l'eau.
8. Les occupants n'ont pu sortir de l'hydravion à cause d'une incapacité causée par les blessures qu'ils ont subies à la tête au moment de l'impact.
9. L'appareil n'était pas équipé de harnais de sécurité; la présence de cet équipment à bord n'était pas obligatoire.
10. Les issues de l'appareil n'étaient pas clairement identifiées.
11. Au moment de l'impact, le moteur tournait au ralenti pour une raison qui n'a pu être déterminée.
12. On avait apporté à l'appareil des modifications non homologuées.
13. L'inspection de navigabilité effectuée par TC n'avait pas relevé les anomalies dans les livrets techniques de l'appareil, ni les modifications non inscrites apportées à l'appareil, ni les erreurs dans le devis de masse et centrage.
14. Rien n'indique que le devis de masse et centrage et le bordereau de carburant aient été remplis, ce qui était contraire aux exigences du manuel d'exploitation.
15. L'appareil n'était conforme ni à la CN CF-76-15 ni à la CN CF-83-09R1, lesquelles exigeaient le montage d'une dérive ventrale auxiliaire.

3.2 Causes

Le pilote a fait décrocher l'appareil en tentant d'effectuer un virage en vent arrière dans un fort vent cisaillant et il n'a pu reprendre la maîtrise de l'hydravion avant de percuter la surface de l'eau.

4.0 *Mesures de sécurité*

4.1 *Mesures prises*

4.1.1 *Masse et centrage*

Au cours de l'enquête, on a noté que la disposition des sièges décrite dans le manuel de vol était différente de celle de l'homologation de type de l'aéronef (ATA) et des spécifications d'aéronef de la Federal Aviation Administration (FAA). Ces différences n'auraient pas modifié les performances de l'appareil; toutefois, afin d'éviter toute erreur dans les documents de l'hydravion qui pourrait fausser les calculs de masse et de centrage, un Avis de sécurité aérienne a été envoyé à Transports Canada (TC). Apparemment, l'emplacement du centre de gravité décrit dans l'ATA est celui correspondant à un siège vide, tandis que le manuel de vol indique le centre de gravité correspondant à un siège occupé. Par conséquent, afin de mieux refléter le manuel de vol, l'ATA a été modifié de façon à décrire également la position du centre de gravité du siège occupé.

4.1.2 *Vérification, inspection et surveillance*

Une inspection de l'appareil avait été effectuée par TC environ un an avant l'accident et n'avait relevé aucune anomalie de l'appareil ni de ses livrets techniques; toutefois, il en existait plusieurs. Des modifications avaient été apportées sans qu'elles soient inscrites dans les livrets techniques; des consignes de navigabilité (CN) n'avaient pas été inscrites dans le carnet de bord; de plus, il y avait de graves erreurs dans le devis de masse et centrage. Dans le cadre de l'enquête effectuée à la suite d'un accident survenu à Ross River (Territoires du Nord-Ouest) en 1987 et au cours de laquelle on avait noté des omissions similaires, le Bureau canadien de la sécurité aérienne (BCSA) avait recommandé que :

> Le ministère des Transports prenne les dispositions voulues pour faire conduire une étude indépendante sur les politiques et procédures de Transports Canada pour tout ce qui a trait à la vérification, l'inspection et la surveillance des fonctions exploitation et maintenance des transporteurs aériens effectuant des vols en régions éloignées.
>
> BCSA 89-05

L'efficacité des vérifications réglementaires et de la surveillance effectuées par TC a également fait l'objet de recommandations*. Ces dernières portaient sur le suivi des anomalies décelées pendant les vérifications précédentes et sur la fréquence des vérifications des exploitants ayant des homologations de type restreintes.

À la suite de ces recommandations, TC a indiqué que les changements de politique récents, tels qu'ils sont décrits dans le nouveau manuel des vérifications réglementaires qui devait paraître en 1991, traiteraient des préoccupations du Bureau concernant la surveillance, les vérifications et les inspections des transporteurs aériens effectuées par TC.

---

* Le ministère des Transports améliore les procédures de suivi sur tout point relevé lors de la vérification des opérations d'une compagnie.

BCSA 88-31

Le ministère des Transports respecte la périodicité des vérifications administratives stipulée dans le TP3783F pour les exploitants d'aéronefs munis d'homologations de type d'aéronef restreintes.

BCSA 90-49

Ce dernier a déclaré que son programme de vérification et d'inspection permettrait aux gestionnaires de ne vérifier que les secteurs qui en ont le plus besoin, conformément aux principes de gestion des risques. En vertu de la nouvelle politique, aucune compagnie ne pourra poursuivre son exploitation sans être inspectée au moins tous les 12 mois et vérifiée au moins tous les 36 mois. Selon les résultats des inspections et d'autres indications, les gestionnaires pourront prévoir des vérifications aussi fréquentes, détaillées et poussées qu'il le faudra pour s'assurer du respect de la réglementation sur la sécurité. En outre, TC est en train d'élaborer un Système d'information national des compagnies aériennes (SINCA) qui devrait augmenter les ressources allouées aux vérifications en retirant aux inspecteurs les tâches administratives courantes liées aux vérifications.

Le BST continuera à suivre de près le système de vérification, d'inspection et de surveillance de TC.

4.1.3 *Stabilité directionnelle*

Pendant l'enquête, les commentaires de certains pilotes de DHC-2 chevronnés portant sur les caractéristiques de manoeuvrabilité de l'avion muni de certaines combinaisons de flotteurs et de dérives ont laissé planer des doutes quant à sa stabilité.

Toutefois, un essai en vol mené par TC en août 1990 a confirmé que la stabilité directionnelle de l'avion équipé de flotteurs Edo 4930 et de dérives d'extrémité approuvées en vertu d'un certificat de type supplémentaire était conforme aux exigences de la section D des British Civil Air Regulations (BCAR) et 03 des Civil Aviation Regulations (CAR) de 1949.

Après un accident survenu en mai 1989 sur le lac Meziadin (Colombie-Britannique), il a été déterminé que le DHC-2 équipé d'une combinaison non approuvée de flotteurs et de dérives (flotteurs Edo Wb-5030 et pinnules Kenmore Air Harbor) avait peut-être eu de la difficulté à demeurer en vol.

D'après ces deux accidents, il semble que les propriétaires et les exploitants ne se doutent pas des risques de réduction de la stabilité directionnelle attribuable à des combinaisons non approuvées de flotteurs et de dérives. Par conséquent, un Avis de sécurité aérienne a été envoyé à TC pour lui suggérer d'aviser les propriétaires et les exploitants de DHC-2 que seules les combinaisons approuvées de flotteurs et de dérives auxiliaires ou pinnules doivent être installées, et pour que TC mette davantage l'accent sur ces combinaisons pendant ses inspections.

4.2 *Mesures à prendre*

4.2.1 *Harnais de sécurité*

Un seul occupant de l'avion a succombé aux blessures qu'il a subies à l'impact. Cependant, tous les occupants ont reçu des blessures incapacitantes à la tête. Par la suite, trois d'entre eux se sont noyés, et deux sont morts par anoxie suite à l'inhalation de gaz surchauffés. S'ils avaient porté des harnais de sécurité, ils n'auraient peut-être pas été blessés à la tête et auraient donc pu sortir de l'appareil à demi submergé. L'appareil n'était pas équipé de harnais; la présence de cet équipement à bord n'était pas obligatoire.

Après un certain nombre d'accidents similaires, le BCSA a effectué une étude sur le port des harnais de sécurité (rapport BCSA

87-SP0002). Les résultats de cette étude montrent que le port du harnais pourrait réduire de beaucoup le nombre de pertes de vie et de blessures. L'étude a également démontré que les occupants de petits aéronefs, y compris les pilotes, risquaient davantage de subir des blessures que les occupants à bord de gros aéronefs. Puisqu'il incombe aux pilotes de petits aéronefs de prendre les mesures nécessaires pour ne pas subir de blessures afin de pouvoir porter secours aux passagers en cas d'accident, il a été recommandé que :

> Le ministère des Transports exige, dans la mesure du possible, la pose de harnais pour les sièges de l'équipage de conduite des petits aéronefs commerciaux, quelle que soit leur date de construction.
>
> BCSA 87-58

Dans sa réponse, TC a fait connaître son intention de modifier l'Ordonnance sur la navigation aérienne (ONA) série II, nº 2 intitulée *Ordonnance sur les fauteuils d'aéronef, les ceintures et harnais de sécurité*. Toutefois, malgré cette intention, la réglementation initiale remontant à 1966 demeure encore en vigueur et n'a pas été modifiée à l'exception de deux modifications mineures.

Le règlement correspondant des États-Unis a par contre été mis à jour. En 1977, la FAA rendait obligatoire la pose de harnais sur tous les sièges avant des petits aéronefs homologués ou construits après 1978. En 1985, cette exigence a été étendue à tous les sièges des petits aéronefs construits après le 12 décembre 1986, et une modification a été ajoutée pour obliger les occupants à porter ces harnais pendant le décollage et l'atterrissage. La FAA est en train d'envisager d'autres exigences sur les systèmes de retenue.

Depuis décembre 1984, la structure des petits aéronefs construits par les membres de la General Aviation Manufacturers' Association a été modifiée pour accepter le montage de harnais. Même s'il s'agit d'une association américaine, ses membres construisent un grand nombre d'aéronefs utilisés au Canada.

Bien que les projets de réglementation fédérale de 1990 indiquaient l'intention de TC de présenter une législation obligeant l'installation de harnais sur les sièges de l'équipage de conduite et des agents de bord, cela ne s'est pas concrétisé et ne fait pas partie des projets de réglementation fédérale de 1991. Puisque des personnes continuent de mourir parce qu'elles n'ont pas de harnais ou ne les portent pas à bord des petits aéronefs immatriculés au Canada, le BST recommande que :

> Le ministère des Transports présente sans tarder une législation obligeant les occupants de petits avions commerciaux à porter une ceinture et un harnais de sécurité pendant le décollage et l'atterrissage.
>
> A92-01

4.2.2. *Marquage des issues de secours*

La réglementation actuelle exige qu'il y ait à chaque siège passager des instructions écrites sur les procédures d'évacuation d'urgence. Ces instructions doivent aussi préciser l'emplacement des issues de secours et la manière de les ouvrir. Cependant, cette information et même les consignes verbales données par l'équipage ont été inefficaces dans bien des cas. Par conséquent, par mesure de précaution, il convient de marquer les issues et de préciser la façon de les ouvrir. La réglementation actuelle exige que les

issues de secours des aéronefs de la catégorie transport et la manière de les ouvrir soient clairement indiquées. Le DHC-2 en est exempté car il a été construit bien avant l'existence de cette réglementation.

L'évacuation des DHC-2 munis de flotteurs après un accident sur l'eau avait déjà fait l'objet de mesures de sécurité. En octobre 1987, un Avis de sécurité aérienne a suggéré à TC de revoir la conception du mécanisme d'ouverture de la porte pour que les occupants n'éprouvent pas de difficultés à atteindre et à utiliser le mécanisme d'ouverture lors d'une situation critique. En août 1988, la compagnie de Havilland a publié un bulletin de service qui incitait fortement les exploitants de DHC-2 à s'assurer que les issues de secours étaient clairement marquées et leur précisait comment les marquer. Étant donné que le respect de ce bulletin était optionnel, un Avis de sécurité aérienne a été adressé à TC en septembre 1988 suggérant qu'il soit obligatoire de se conformer à ce bulletin en le publiant sous la forme d'une consigne de navigabilité. Pour donner suite à ces avis, TC a publié une Alerte aux difficultés en service en mars 1989 pour souligner les dangers d'indications imprécises sur les issues de secours et a demandé aux propriétaires de faire appliquer le bulletin et de donner, avant le vol, des consignes aux passagers sur les évacuations d'urgence. L'application de cette Alerte n'était pas obligatoire, et l'enquête sur cet accident a révélé que les issues n'étaient pas clairement marquées, malgré l'Alerte.

Dans cet accident, les occupants ont eu de la difficulté à évacuer l'appareil à cause des blessures qu'ils avaient subies. Toutefois, puisque de nombreux facteurs (tels que l'âge, la panique, les blessures, etc.) ont une influence sur les chances de survie après un accident, il est difficile d'évaluer les effets de l'absence d'indications sur les issues de secours.

Néanmoins, les statistiques aéronautiques canadiennes montrent que de 1980 à 1989, il y a eu 78 accidents sur l'eau mettant en cause des DHC-2, qui ont fait 24 victimes et 10 blessés graves, et qu'on compte encore plus de 300 DHC-2 immatriculés au Canada.

Un ensemble contenant les affichettes et les écriteaux qu'on peut utiliser pour marquer les issues de secours coûte une vingtaine de dollars. Compte tenu de ce bas prix, de la nécessité qui ressort de la réglementation de marquer clairement les issues, des dossiers sur les accidents et du nombre important de DHC-2 encore en service, il devrait être obligatoire de toujours avoir des indications bien lisibles. Peu importe la méthode choisie, il est recommandé que :

> Le ministère des Transports exige que les issues de secours du DHC-2 soient marquées clairement.
>
> A92-02

Le présent rapport met fin à l'enquête du Bureau de la sécurité des transports sur cet accident. La publication de ce rapport a été autorisée par le Bureau, qui est composé du Président, John W. Stants, et des membres Gerald E. Bennett, Zita Brunet, Wilfred R. DuPont et Hugh MacNeil.

Annexe A – Rapports de laboratoire

Voici les rapports de laboratoire auxquels l'enquête a donné lieu :

LP 123/90 – Material Composition – Vertical Stabilizer Fin
(Composition d'un matériau – Dérive verticale)

LP 141/89 – Analysis of Landing Gear and Wing Strut Fittings
(Analyse de ferrures de mât d'aile et de train d'atterrissage)

LP 154/89 – ELT Analysis
(Analyse d'une radiobalise de détresse)

LP 155/89 – Instrument Analysis
(Analyse d'instruments)

LP 156/89 – Seat-belt Fitting Analysis
(Analyse de ferrure de ceinture de sécurité)

LP 160/89 – Exhaust Stack Analysis
(Analyse d'une pipe d'échappement)

LP 164/89 – Aerial Photogrammetry Analysis
(Analyse photogrammétrique aérienne)

LP 181/89 – Aerodynamic analysis
(Analyse aérodynamique)

On peut obtenir ces rapports en s'adressant au Bureau de la sécurité des transports du Canada.

Annexe B – Sigles et abréviations

ATA	homologation de type de l'aéronef
BCAR	British Civil Air Regulations
BCSA	Bureau canadien de la sécurité aérienne
BST	Bureau de la sécurité des transports du Canada
CAR	Civil Aviation Regulations
CN	consigne de navigabilité
CTS	Certificat de type supplémentaire
CVR	enregistreur phonique
ELT	radiobalise de détresse
FAA	Federal Aviation Administration
FDR	enregistreur de données de vol
h	heure(s)
HAR	heure avancée des Rocheuses
IAS	vitesse indiquée
lat.	latitude
lb	livre(s)
lb/po^2	livre(s) par pouce carré
long.	longitude
mi/h	mille(s) à l'heure
N.	Nord
nm	mille(s) marin(s)
O.	Ouest
ONA	Ordonnance sur la navigation aérienne
pi	pied(s)
SINCA	Système d'information national des compagnies aériennes
TEA	technicien d'entretien d'aéronef
TC	Transports Canada
UTC	temps universel coordonné
Z	temps universel coordonné
°	degré(s)
′	minute(s)
″	seconde(s)